ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

# 北京航空航天大學学报

# JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2023-10
Vol.49 No.10

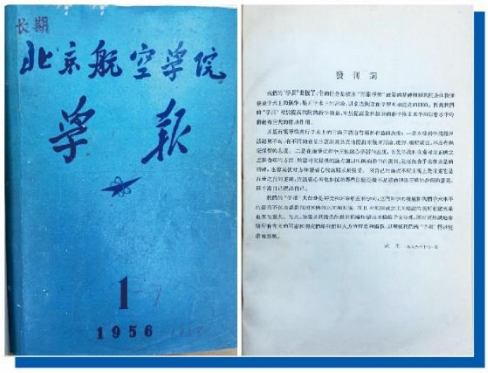
# 卷首语
# PREFACE

七十载空天报国，新时代逐梦苍穹。时值北航建校 71 周年，《北京航空航天大学学报》（以下简称《北航学报》）也伴随着北航走过了 67 个春华秋实，桃李成蹊，凝结心血，携伴成长、砥砺前行。筚路蓝缕中《北航学报》一以贯之地秉承着编委治刊、学术主导、兼容并蓄的办刊理念，默默记录沉淀着北航学人的治学精神、丰硕成就、历史传承，在鼓励支持学术创作、提升教学科研质量、提高综合学术水平等方面，持之以恒、深耕细作、春风化雨、宁移白首、不负韶华，为繁荣和发展北航的学科建设和教学科学研究做出了巨大贡献。寸草初心，报迎春晖，新时代期刊学术影响逐年攀升，同行评比屡创佳绩，空天起舞，腾蛟起凤，创新发展，挥斥方遒。躬逢此刻，本期卷首语精选摘登北航航空科学与工程学院退休教授张华先生撰写的《＜北航学报＞的三个发展历史阶段概述》，作为对71年校庆和创刊67年的缅怀纪念。忆往昔峥嵘岁月，庆今朝中华盛世，继往开来，勇且益坚，再创新辉煌。

## 《北航学报》创刊初期（1956.10-1960.10）

从1952年8月起，来自苏联莫斯科航空学院、莫斯科航空工艺学院等高校的专家陆续到北航支持学校建设，截至1960年8月，共有8批60位苏联专家来校工作，为学校初期的发展建设做出了突出贡献。1956年5月，学校制定了《北京航空学院12年发展远景规划》，提出"顽强地展开科学研究"，并将原子能、无人机、导弹、火箭设计和工艺等作为主要研究目标。1956年5月底，学校召开第一次科学讨论会，钱学森受邀出席并作了"航空技术展望"的报告，学校掀起了首次科学研究的高潮。

1952年10月25日，北京航空学院（北京航空航天大学的前身，以下简称北航）成立大会在北京工业学院礼堂（原中法大学旧址）举行。为了适应和促进学校科学研究的发展，由北航科学研究部主办的《北京航空学院学报》（简称《北航学报》）于1956年10月创刊，时任北京航空学院首任院长武光专门撰写了发刊词，指出"学报"的任务是发表学术著作、展开学术讨论、提高教学质量与科学技术水平。《北京航空学院学报》从1956年10月创刊到1960年第3期（1960年10月出版）后停刊，4年期间共出版了14期。



《北航学报》创刊初期 照片

1956-1960

### 创刊初期的《北航学报》体现四个特点：

❶ 老先生们引领前沿，青年学者敢于冒尖。例如王俊奎、林士谔、宁幌、王德荣、李寿同、崔济亚等建校元老、大教授，他们的文章既反映当时学校科研的最高水平，又起到引领作用；王德荣教授指导助教龚尧南并共同发表高水平论文，助教陆志芳在陆士嘉先生指导下独立发表创新性论文等。当时作为研究生的诸德超，作为助教的陆志芳、李心灿、龚尧南，作为讲师的高为炳、连祺祥、黄俊钦、马铁犹等，此后均成为北航教学、科研的中流砥柱和著名教授。

❷ 及时反映学校当时的重大科研进展。例如，从1959 - 1960年《北航学报》陆续刊登有关北航师生1958年自行设计制造的我国第一架轻型旅客机"北京一号"在飞机设计、飞机构造、飞机静力实验、飞机钣金工艺等方面的研究论文，为后人留下了宝贵的科研历史资料（注：除《北航学报》创刊初期发表过"北京一号"的有关科研论文之外，1960年"国防工业出版社"还出版过北航编著的我国第一本全面介绍关于飞机生产工作的书籍《轻型旅客机"北京一号"工艺问题》（北航图书馆藏））。

❸ 苏联专家对创刊初期的《北航学报》有较大的影响力。《北航学报》创刊初期主要刊登校内老师和苏联专家（不一定都是援华专家）的文章，苏联专家的文章都列为卷首开篇文章。从1958年第1期（总第5期）起每一篇中、苏联作者的文章都增加了俄文摘要，从1959年第1期（总第8期）起又增加了俄文目录，反映苏联专家在创刊初期《北航学报》的突出地位和较大影响力，同时也体现出对苏联专家的足够尊重。

❹ 中苏关系恶化是"学报"停刊的重要原因之一。1960年下半年中苏对立从意识形态层面扩展到国家关系层面、中苏关系急剧恶化，这对《北航学报》的办刊也产生了不利的影响。尽管还在刊登此前已投稿的苏联专家的文章，包括苏联专家与中国学生或中国教师合作的文章，但从1960年第2期（1960年4月）开始《北航学报》取消了俄文目录和文章俄文摘要，而到了1960年第3期（总第14期、1960年10月出版、停刊前最后一期），不仅取消了俄文目录和文章俄文摘要，还在封面印有"内部资料　注意保存"字样，这是唯一被标为"内部资料"的一期《北航学报》。此后，自1956年10月创刊后仅出版了14期的《北航学报》停刊。

## 《北航学报》停刊期（1960.10-1980.11）

从 1960 年 10 月至 1980 年 11 月，《北航学报》经历了长达 20 年的停刊期。但基于北航教师展示和交流科研成果的需要，在《北航学报》停刊近 3 年后的 1963 年 8 月，作为庆祝建校十周年礼物之一，北航科研处（前身是北航科学研究部）主办出版了《北京航空学院科研报告》（报告号：BH-B 流水号），简称《北航科研报告》并以单行本不定期发行。《北航科研报告》从 1963-1997 年共运行了 34 年，是此期间北航教师针对本校科研项目、按照有关规定和格式撰写的科研报告，反映了这一时期北航的科研进展和水平。《北航科研报告》不是正式的对外出版物，而是内部的科研总结报告，其对外的影响力有限，尽管如此，《北航科研报告》与其他相关单位互有资料交换，是北航教师展示和交流科研成果的重要媒介和窗口。

1960-1980

## 《北航学报》复刊后发展期（1980年11月至今）

改革开放初期的 1980 年 11 月，《北京航空学院学报》在经历了长达二十年的停刊期之后，在北航建校二十八周年之际正式复刊，时任北京航空学院院长沈元院士为“学报”复刊号撰写了复刊词。沈元先生在复刊词中回顾了“学报”从创刊并出版了 14 期后停刊、后来改为单篇的《北航科研报告》发行、又在改革开放新形势下复刊的过程。指出“学报”要围绕教育和科研两个中心多出人才、多出成果，贯彻“百花齐放、百家争鸣”的方针，选登航空科技领域有水平和有创建的优秀文章，开展学术讨论，活跃学术空气。并确定了“学报”向校内外征稿的方针。

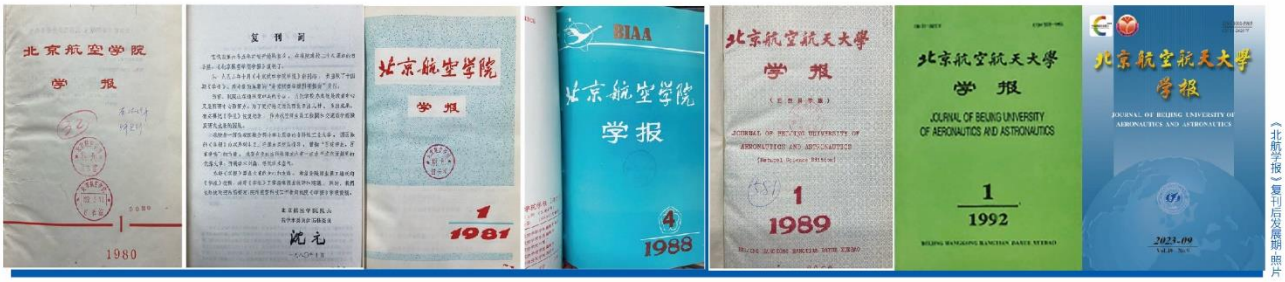
复刊后的《北京航空学院学报》采用中、英文目录，附英文摘要（含英文题目、作者及单位英文名称），反映出《北航学报》已经从创刊初期的对外交流面狭窄、单一地面向和依靠苏联，转变为更加规范化、多元化和国际化。此时《北京航空学院学报》的英文刊名为 Journal of Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics（其中的英文校名简称 BIAA，这是北航第二个英文校名，第一个是自 70 年代初使用的 Peking Aeronautical Institute），可见尽管此时北京航空学院校名中仅有“航空”，但英文校名中已经既有“航空”也有“航天”了。

复刊后的“学报”封面刊名，除上述 1980 年第 1 期复刊号采用了隶书书写的《北京航空学院学报》刊名，此后从 1981年第1期（总第16期，1981年3月出版）至1988年第4期（总第 48 期，1988 年 10 月出版）的《北京航空学院学报》封面刊名都采用了郭沫若先生题写的“北京航空学院”校名，与这一时期北航的校门牌以及校徽字体一致。

1988 年 4 月后北京航空学院更名为北京航空航天大学，《北京航空学院学报》则从 1989 年第 1 期（总第 49 期，1989 年 1 月出版）起更名为《北京航空航天大学学报》，封面刊名采用了全国政协副主席、书法家赵朴初先生题写的“北京航空航天大学”新校名，并一直使用至今。同时英文刊名中对应的英文校名更新为学校第三个英文校名 Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)。

《北航学报》自 1980 年 11 月复刊以来迄今又走过了 43 年的历程，并取得了长足进步和突出成绩，真正体现了“百花齐放、百家争鸣”，为学校的教学、科研助力，成为展示、交流创新成果、推动学校全方位发展的重要平台。

目前《北航学报》被国际著名检索系统——Ei Compendex、Scopus、CA、INSPEC 等收录；国内为《中文核心期刊要目总览》、中国科学引文数据库（CSCD）、中国科技论文统计源期刊（中国科技核心期刊（CSTPCD））、中国学术期刊综合评价数据库（CAJCED）所统计核心期刊的来源期刊，被《中国学术期刊网络出版总库》等 CNKI 系列库、万方、维普、超星、源文鉴学术中国等多家数据库收录。在 2022 年全球 89 本航空航天科技期刊世界影响力指数（WJCI）排名中位列第 22 名（位列 Q1 区）；为 2022 年度中国高校科技期刊建设示范案例库百佳科技期刊；2023 年在 42 种中国航空、航天科学技术类核心期刊中综合评价总分学科排名第 2；在 89 种中国工程技术大学学报中综合评价总分学科排名第 8；入选 2023 年第六届中国精品科技期刊；入选 2023 年中国科协《航空航天领域高质量科技期刊分级目录》T2 级。

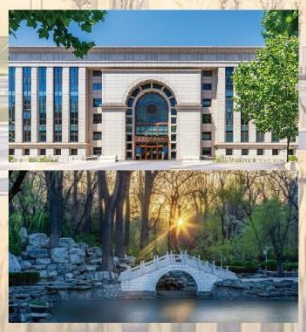


《北航学报》复刊后发展期照片

（张华教授文后致谢：北航图书馆史京玲和官璐、北航档案馆毕娟、北航校史与文博馆馆长支媛媛、北航科学技术研究院李晶、《北航学报》编辑部张嵘等老师在调研期间和成文中给予的大力帮助！）

1980—至今

雄关漫道六十载，凝聚心血与真情，发展之路尤道远，无须扬鞭自奋蹄。新时代、新征程、新使命，《北航学报》以习近平新时代中国特色社会主义思想为指导，以学校“双一流”建设为目标，以反映和传播国内外前沿创新成果为己任，依托学科优势，立足专业、面向发展，立足当前、面向未来，立足国内、面向国际，循序渐进，稳步拓展，力争把《北航学报》建设成为国内位居前沿，在国际上占有一席之地的优秀学术期刊。



北京航空航天大学学报

第 49 卷　第 10 期　（总第 368 期）　2023 年 10 月

# 目　　次

双重模态文本引导的图像修复算法 …… 李海燕，陈杰，余鹏飞，李海江，张榆锋（2547）

温度应力对机场道面板疲劳损伤的影响 …… 张献民，聂鹏飞，高志斌，包伊婷，李长辉（2558）

基站簇多点定位原理及性能分析 …… 宫峰勋，李孟然（2567）

基于可靠性真值表的 JTC 补偿电容重要性评估 …… 武晓春，洪玲（2579）

动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制 …… 武晓晶，韩欣芮，吴学礼，罗小元，邵士凯（2587）

带有轮缘密封的涡轮动叶轮毂端壁造型 …… 何振鹏，周佳星，辛佳，杨成全，孙爱俊，黎柏春（2596）

改进密度聚类的激光雷达障碍物检测方法 …… 牛国臣，王月阳，田一博（2608）

基于变分自编码器的多维退化数据生成方法 …… 林焱辉，李春波（2617）

不规则燃油箱惰化系统进出口优化方法 …… 邵垒，彭阳，卢夏，张超，贺佳伟，杨文举（2628）

基于深度学习的视觉检测及抓取方法 …… 孙先涛，程伟，陈文杰，方笑晗，陈伟海，杨茵鸣（2635）

基于相位对称性的血管超声图像分割算法 …… 关少亚，张诚，孟偲，曹建树，孙凯，王田苗（2645）

涡轮叶片的网格参数化方法及其寿命可靠性优化 …… 雷婧宇，雷倩楠，李红宾，贾贝熙（2651）

热气防冰系统热载荷及引气流量制度分析 …… 王柳，曾腾辉，任哲钒，章涛，黄平，卜雪琴（2660）

基于 PINN 模型的导弹气动特性快速预测技术 …… 蔺佳哲，周岭，武频，袁雯琰，周铸（2669）

基于桥接分布的无人机集群作战意图推断 …… 薛锡瑞，黄树彩，韦道知（2679）

显著性指导下图像迁移 …… 蒋铼，戴宁，徐迈，邓欣，李胜曦（2689）

新冠疫情下中国国际航线网络演化特征 …… 张皓瑜，吴薇薇，华何，郭一懋（2699）

电子机械制动系统无压力传感器控制策略 …… 赵逸云，林辉，李兵强（2711）

可预知性特殊事件下的短时交通状态预测 …… 冯小原，陈咨霖，季楠，任毅龙（2721）

基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法 …… 韩继凯，袁涛，刘泽坤，郝希阳，张式建（2731）

泡沫碳表面对高超声速边界层稳定性影响 …… 王蔚彰，赵瑞，桂裕腾，吴杰，涂国华（2741）

基于改进长短时记忆网络的地面空调能耗预测 …… 周璇，林家泉（2750）

基于系统辨识的自适应变形机翼控制系统设计 …… 谢长川，朱立鹏，孟杨，冒森（2761）

球面配流副油膜动态耦合建模及求解方法 …… 任东杰，许顺海，王少萍，刘小平，白林迎（2771）

基于改进雷达图法的群智能算法综合性能评估 …… 程宝鹏，方洋旺，彭维仕，杜泽弘（2780）

基于佳点集的改进麻雀搜索算法 …… 闫少强，杨萍，朱东林，吴丰轩，阎哲（2790）

基于干扰观测器的空间惯性传感器自适应控制 …… 付海清，吴树范，刘梅林，孙笑云（2799）

面向多重耗损失效的民用飞机运行风险评估 …… 吴雨婷，陆中，宋海靖，周伽（2807）

基于 SSAE 和相似性匹配的航空发动机剩余寿命预测 …… 王昆，郭迎清，赵万里，周启凡，郭鹏飞（2817）
基于三次样条插值的扩展谱减语音增强算法 …… 周坤，陈文杰，陈伟海，林岩，孙先涛（2826）
基于模态分解多尺度熵的微机械陀螺仪降噪方法 …… 李剑，汪立新，李文华（2835）
惯性行人导航零速区间检测的非线性空间 K-means 聚类算法 …… 马宇峰，戴邵武，王瑞，戴洪德，郑百东（2841）
成分数据典型相关分析的增量算法 …… 孔博傲，卢珊，王惠文（2851）
基于变分贝叶斯的连续-离散最大相关熵 CKF 算法 …… 胡浩然，陈树新，吴昊，何仁珂（2859）
飞机载荷校准试验区域加载技术 …… 何发东，吴波，李志蕊（2867）

**期刊基本参数：** CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 326 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 35 * 2023-10

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰　李艳霞）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 10 (Sum 368) October 2023

# CONTENTS

Bimodal text-guided image inpainting algorithm
LI Haiyan, CHEN Jie, YU Pengfei, LI Haijiang, ZHANG Yufeng (2547)

Influence of temperature stress on fatigue damage of airfield pavement slab
ZHANG Xianmin, NIE Pengfei, GAO Zhibin, BAO Yiting, LI Changhui (2558)

Principle and performance analysis of base station cluster location
GONG Fengxun, LI Mengran (2567)

Importance evaluation of JTC compensation capacitor based on reliability truth table
WU Xiaochun, HONG Ling (2579)

Prescribed performance control for quadrotor UAV with unknown kinetic parameters
WU Xiaojing, HAN Xinrui, WU Xueli, LUO Xiaoyuan, SHAO Shikai (2587)

Endwall profiling of turbine blade hub with rim seal
HE Zhenpeng, ZHOU Jiaxing, XIN Jia, YANG Chengquan, SUN Aijun, LI Baichun (2596)

LiDAR obstacle detection based on improved density clustering
NIU Guochen, WANG Yueyang, TIAN Yibo (2608)

Multidimensional degradation data generation method based on variational autoencoder
LIN Yanhui, LI Chunbo (2617)

Optimization method for inlet and outlet of irregular fuel tank inerting system
SHAO Lei, PENG Yang, LU Xia, ZHANG Chao, HE Jiawei, YANG Wenju (2628)

A visual detection and grasping method based on deep learning
SUN Xiantao, CHENG Wei, CHEN Wenjie, FANG Xiaohan, CHEN Weihai, YANG Yinming (2635)

Vascular ultrasound image segmentation algorithm based on phase symmetry
GUAN Shaoya, ZHANG Cheng, MENG Cai, CAO Jianshu, SUN Kai, WANG Tianmiao (2645)

A mesh parameterization method and life reliability-based optimization for turbine blade
LEI Jingyu, LEI Qiannan, LI Hongbin, JIA Beixi (2651)

Analysis of heat load and bleed air schedule for hot air anti-icing system
WANG Liu, ZENG Tenghui, REN Zhefan, ZHANG Tao, HUANG Ping, BU Xueqin (2660)

Rapid prediction technology of missile aerodynamic characteristics based on PINN model
LIN Jiazhe, ZHOU Ling, WU Pin, YUAN Wenyan, ZHOU Zhu (2669)

Operational intention inference of UAV cluster based on bridging distributions
XUE Xirui, HUANG Shucai, WEI Daozhi (2679)

Saliency-guided image translation
JIANG Lai, DAI Ning, XU Mai, DENG Xin, LI Shengxi (2689)

Evolution characteristics of China's international air transport network under impact of COVID-19
ZHANG Haoyu, WU Weiwei, HUA He, GUO Yimao (2699)

Clamping force sensorless control strategies for electromechanical brake systems
ZHAO Yiyun, LIN Hui, LI Bingqiang (2711)

Short-term traffic state prediction under planned special events
FENG Xiaoyuan, CHEN Zilin, JI Nan, REN Yilong (2721)

Expanding hexagon search method based on honeycomb structure
HAN Jikai, YUAN Tao, LIU Zekun, HAO Xiyang, ZHANG Shijian (2731)

Stabilization effects of carbon foam surface on hypersonic boundary layers
WANG Weizhang, ZHAO Rui, GUI Yuteng, WU Jie, TU Guohua (2741)

Prediction of ground air conditioner energy consumption based on improved long short-term memory neural network
ZHOU Xuan, LIN Jiaquan (2750)

Design of adaptive deformation wing control system based on system identification
XIE Changchuan, ZHU Lipeng, MENG Yang, MAO Sen (2761)

Modeling and solution method of oil film dynamic coupling for spherical port pair
…… REN Dongjie，XU Shunhai，WANG Shaoping，LIU Xiaoping，BAI Linying （2771）
Comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithms based on improved radar graph method
…… CHENG Baopeng，FANG Yangwang，PENG Weishi，DU Zehong （2780）
Improved sparrow search algorithm based on good point set
…… YAN Shaoqiang，YANG Ping，ZHU Donglin，WU Fengxuan，YAN Zhe （2790）
Disturbance-observer based adaptive control for space inertial sensor
…… FU Haiqing，WU Shufan，LIU Meilin，SUN Xiaoyun （2799）
Operation risk assessment of civil aircraft for multiple wear-out failure modes
…… WU Yuting，LU Zhong，SONG Haijing，ZHOU Jia （2807）
Remaining useful life prediction of aeroengine based on SSAE and similarity matching
…… WANG Kun，GUO Yingqing，ZHAO Wanli，ZHOU Qifan，GUO Pengfei （2817）
Extended subtraction speech enhancement based on cubic spline interpolation
…… ZHOU Kun，CHEN Wenjie，CHEN Weihai，LIN Yan，SUN Xiantao （2826）
MEMS gyro scope noise reduction method based on model decomposition multi-scale entropy
…… LI Jian，WANG Lixin，LI Wenhua （2835）
Nonlinear spatial K-means clustering algorithm for detection of zero-speed interval in inertial pedestrian navigation
…… MA Yufeng，DAI Shaowu，WANG Rui，DAI Hongde，ZHENG Baidong （2841）
Incremental computing methods of canonical correlation analysis for compositional data streams
…… KONG Boao，LU Shan，WANG Huiwen （2851）
Continuous-discrete maximum correntropy CKF algorithm based on variational Bayes
…… HU Haoran，CHEN Shuxin，WU Hao，HE Renke （2859）
Zone loading technology for aircraft load calibration test
…… HE Fadong，WU Bo，LI Zhirui （2867）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0720

# 双重模态文本引导的图像修复算法

李海燕[1]，陈杰[1]，余鹏飞[1,*]，李海江[2]，张榆锋[1]
(1. 云南大学 信息学院，昆明 650000；2. 云南省交通投资建设集团有限公司，昆明 650000)

**摘 要**：为解决现有图像修复算法因缺乏足够的上下文信息导致修复大面积破损时效果差且修复结果不可控的缺陷，提出了双重模态文本引导的图像修复算法。引入文本标签作为修复的控制引导，确保修复结果的整体与区域一致，并增加修复的可控多样性。设计双重模态掩码注意力机制提取破损区域的语义信息；通过深度文本图像融合模块加深生成器中的文本图像融合过程，并应用图像文本匹配损失最大化生成图像与文本之间的语义相似度；采用投射鉴别器训练生成图像与真实图像增强修复图像的真实性。在2个带有文本标签的数据集上进行定量和定性实验，结果表明：生成的修复图像与引导文本描述一致，可根据不同的文字描述生成多样的结果。

**关 键 词**：图像修复；文本引导；注意力机制；文本图像融合；图像文本匹配损失
**中图分类号**：TP391.4
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2547-11

图像修复被广泛应用于许多场景。Bertalmio 等[1]介绍了修复受损艺术品的3个关键点：①针对整个场景生成待修复区域的语义内容；②确保缺失区域和剩余区域之间的结构连续性；③在缺失区域修复出视觉逼真的内容。

现有图像修复算法主要分为传统算法[1-5]和基于深度学习的算法[6-11]，但是这些图像修复算法大多只致力于研究第2和第3个关键点。传统图像修复算法[1-2]扩散缺失区域周围的像素或从剩余区域中选择匹配度较高的补丁填充缺失区域，这些模型可以生成高质量的图像，但对复杂场景的修复效果差。为有效修复复杂场景的缺失区域，Wang 等[3]提出了基于离散余弦变换寻找最佳匹配块算法和基于混沌理论的图像认证和修复算法[4]，可有效检测图像篡改并完成图像修复。此外，Xia 等[5]提出一种快速精确的图像匹配算法，采用获得整数像素匹配结果的区域识别方法，引入梯度算法匹配子像素位置。但现有传统图像修复算法在修复大面积缺失时，难以兼顾结构一致性和纹理细粒度。

为弥补传统图像修复算法的不足，近年来，基于深度学习的图像修复算法[6-11]受到广泛关注。Pathak 等[7]首先提出带有生成对抗网络 (generative adversarial network, GAN) 的编码器-解码器修复算法，引入对抗损失增强修复结果的真实性，但忽略了全局结构的一致性，当缺失区域较大时，效果不好。文献 [8] 采用扩张卷积并提出全局和局部鉴别器，提高了对损坏图像的编码能力，修复矩形等规则破损时，可获得逼真的效果，但是修复真实环境中随机破损区域时，性能急剧下降。针对该不足，研究者采用改进卷积[9-10]和整合上下文特征[11]的方法改进随机破损的修复质量。这些方法在剩余区域可提供足够的信息来推断缺失区域的内容时，能提升修复的视觉效果，但是修复效果严重依赖破损区域的面积，若缺失区域增大至40%及以上时，修复结果难以得到清晰逼真的纹理细节，或包含失真或伪影。综上所述，对于大面积缺失生成准确的

**收稿日期**：2021-11-30；**录用日期**：2022-01-16；**网络出版时间**：2022-01-25 20:04
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1806.009.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (62266049,62066046)；云南省万人计划“教学名师”；云南省智能系统与计算重点实验室项目 (202205AG070003)
* **通信作者**. E-mail：pfyu@ynu.edu.cn

*引用格式：李海燕，陈杰，余鹏飞，等. 双重模态文本引导的图像修复算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2547-2557.*
*LI H Y，CHEN J，YU P F，et al. Bimodal text-guided image inpainting algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2547-2557（in Chinese）.*

内容和精细的纹理，仍然是图像修复领域的一个挑战。其原因在于：现有图像修复算法大多忽略了修复的关键，即未考虑缺失区域的语义内容。

为在修复中充分应用缺失区域的语义信息，近期有学者引入部分卷积、门控卷积及混合空洞卷积等对网络语义进行优化[12-17]，但该类算法只能生成一个修复结果，无法实现结果多样化。为获得多样化的结果，文献 [18-19] 利用变分自编码器编码出可以抽样的分布，但是在特定的场景中，其单路径修复通常会大大降低预估图像方差，由于存在大量与周围像素语义不同的解决方案，使图像修复算法在缺失区域较大时很难得到好的修复效果。模型 PICNet[20] 提出一种双通道训练架构学习掩码区域的分布，用单个掩码输入生成合理的多元化预测，但是解空间非常大，存在耗时且需要较大资源的缺陷。解决上述不足的方法是为修复模型提供外部指导，文献 [10,19,21] 支持外部引导，但这些模型是基于结构的，只提供简单的图形提示，缺乏语义多样性，且依赖于外部引导的质量。文本引导的神经图像修复（text-guided dual attention inpainting network，TDANet）算法[22] 是一种基于文字引导的图像修复算法，通过描述性文本指导修复缺失区域，解决了用户指导下图像修复质量不稳定的缺陷，修复结果具有多样化和可控性，然而当破损面积增大至 40% 及以上时，该算法难以兼顾全局一致性与纹理细节的精确性。

针对现有图像修复算法对大面积缺失修复效果差、修复结果非多样可控的局限性，本文提出了双重模态的文本引导图像修复算法。算法的主要创新点在于：①设计了双重模态掩码注意力机制，将文本与破损区域及其对应部分进行比较，从而根据文本描述表达缺失区域的特征。提出的注意力机制不仅提取文本的语句特征作为全局约束，还提取文本的词汇特征作为局部约束共同输入网络，增强了修复结果与文本标签的一致性。②采用深度文本图像融合模块，通过交互跨模式特征融合文本和图像特征，加深文本向量与图像向量的融合效果，使修复图像更能突出与文本匹配的细节。③改进了残差模块的顺序，使网络在反向传播时梯度可以完全往回传导，增强特征提取能力。④采用投射鉴别器实现条件生成，在大数据集上训练生成高质量且不存在模式崩塌的图像，增强修复图像的真实性。

## 1 本文算法

### 1.1 双重模态的文本引导图像修复模型

本文算法的整体结构如图 1 所示，主要由 3 个模块组成：对偶概率结构生成模型、基于双重模态掩码注意力的文本嵌入模块和投射鉴别器。修复路径的输入为叠加掩码的原图，重建路径的输入为被掩码遮挡的区域。

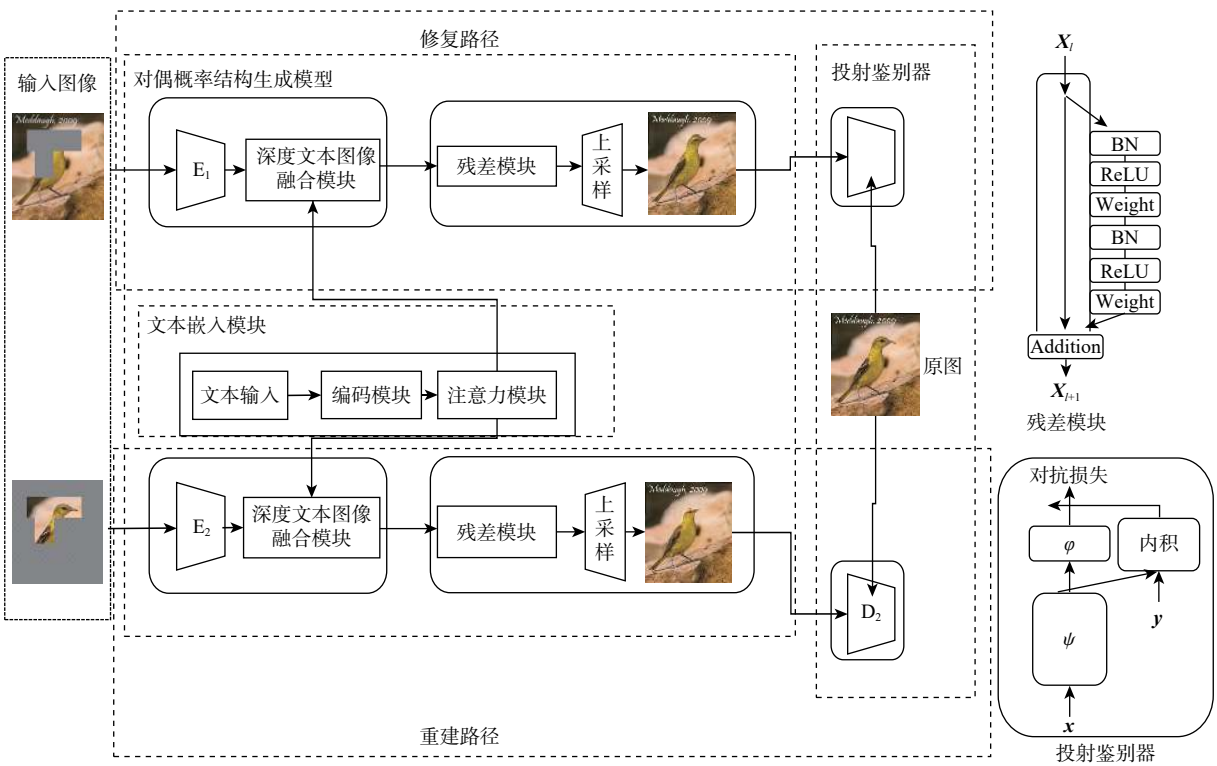



图 1 双重模态文本引导的图像修复模型

Fig. 1 Bimodal text-guided image inpainting model

### 1.2　对偶概率结构生成模型

为从大量分布中采样, 目前的主流算法采用条件变分自动编码器[23](conditional variational auto-enconder, CVAE) 采样估计区间上的参数分布:

$$\log_P\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}\right)\geqslant -\mathrm{KL}\left(q_\varphi(z_{\mathrm{C}}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})\|P_\sigma\left(z_{\mathrm{C}}\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}\right)\right)+$$
$$E_{q_\varphi}(z_{\mathrm{C}}\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})[\log_{P_\theta}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}\|z_{\mathrm{C}},\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})]\qquad(1)$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$为破损图像; $\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$为$\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$的补充图像; $z_{\mathrm{C}}$为潜在向量; $q_\varphi()$为后验重要性采样函数; $P_\sigma()$、$P_\theta()$为条件先验; $\varphi$、$\sigma$、$\theta$为对应函数的深度网络参数。

使用 CVAE 的主要问题是: $q_\varphi()$和$P_\sigma()$的高自由度网络不易分离, 导致 KL 距离易趋向于零, 并且近似等于最大化的$E_{q_\varphi}(z_{\mathrm{C}}\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})[\log_{P_\theta}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}\|z_{\mathrm{C}},\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})]$。文献[19] 通过学习$P_\sigma(z_{\mathrm{C}}\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})\to\delta\left(z_{\mathrm{C}}-z_{\mathrm{C}}^*\right)$先验来解决该不足, 其中, $z_{\mathrm{C}}^*$为$P_q(\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}|\cdot,\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}})$的最大潜在似然点, 这种低方差先验对于修复单一图像有效, 但从中采样会降低修复结果的多样性。由于每个条件标签只存在一个训练实例$\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$, 当使用固定潜在先验的 CVAE 变体时, 网络训练会忽略潜在采样并直接从$\boldsymbol{I}_\mu$中预测$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$, 降低修复结果的多样性。

为解决以上不足, 本文算法引入基于概率原则并行的图像修复网络。如图 2 所示, 修复模块预测以剩余像素为条件的缺失区域的潜在先验分布, 对其采样生成多样化的结果。基于自编码器的重建模块对缺失区域的潜在空间施加平滑先验, 获得缺失区域的先验分布并重建原图。其中, 修复模块将条件先验耦合于重建模块获得的分布, 完成对抗训练。修复路径推断缺失区域的条件分布, 可用于训练和测试。重建路径融合$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$和$\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$的信息, 仅用于训练。

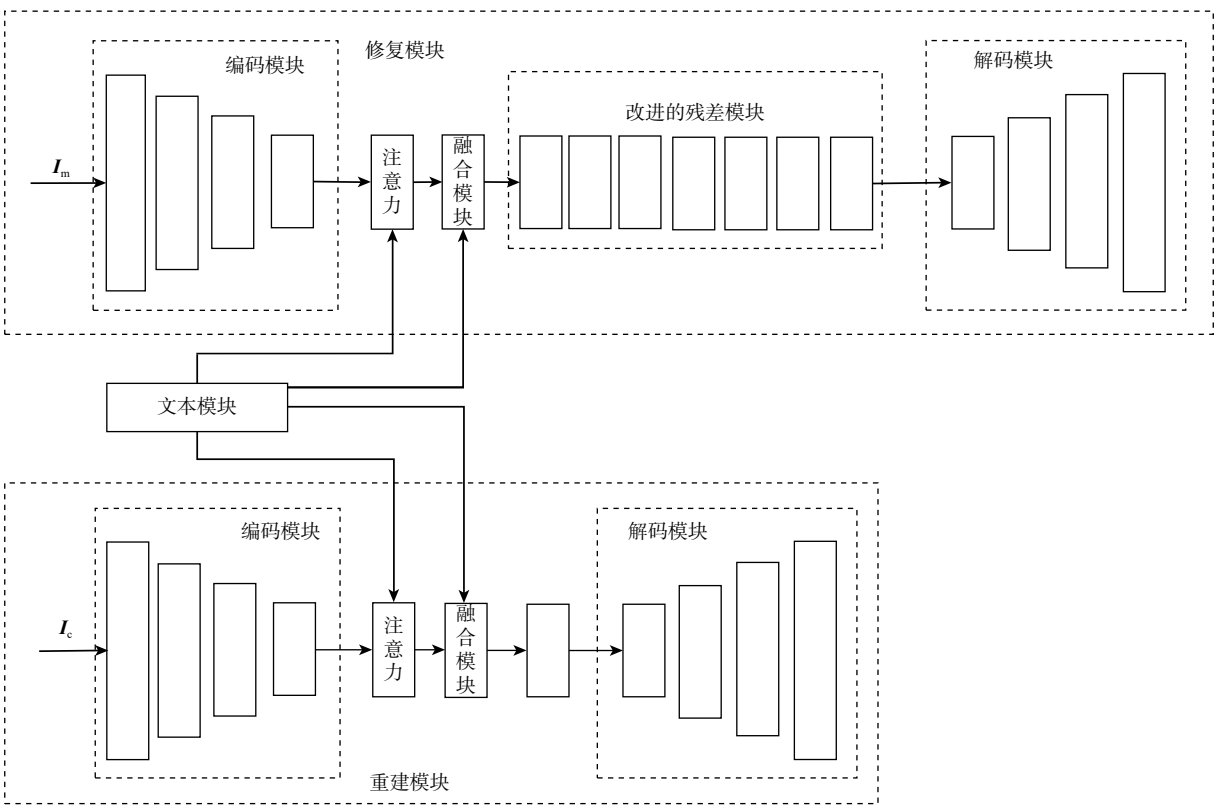



图 2　对偶概率结构生成模型

Fig. 2　Pairwise probabilistic structural generation module

### 1.3　融合模块

目前, 主流的文本到图像生成模型通过堆叠 GAN 网络生成高分辨率图像, 采用串联和交叉模态注意力融合文本和图像特征, 引入深度注意双重模态相似性模型 (deep attention multimodal similarity model, DAMSM) 损失、循环一致性等网络, 使用更多的生成器和鉴别器对[24] 确保文本图像语义一致性。然而, 该类算法仅简单地连接文本和图像特征, 不能充分利用文本信息。由于计算成本大, 跨模态注意力只能在64像素×64像素和128像素×128像素图像特征上使用 2 次, 导致生成器无法有效融合文本和图像特征。

为解决以上缺陷, 本文算法采用深度文本图像融合模块将文本信息有效融合到图像特征中。如图 3 所示, 融合模块由 2 个轻量级仿射变换模块组成, 仅利用通道缩放和移位操作处理视觉特征图。

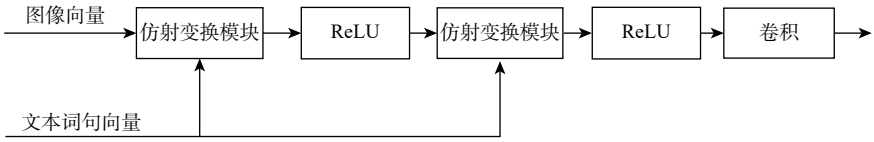



图3 深度文本图像融合模块

Fig. 3 Deep text image fusion module

在所有图像尺度上堆叠多个融合模块加深文本图像融合过程，从而增强生成器的文本和图像特征融合度。此外，在句子向量上输入噪声向量，并对噪声进行截断操作，可将单个离散的句子向量转换为连续的句子向量，为生成器提供稳定连续的文本潜在空间，采用深度文本图像融合模块，加深生成器中的文本图像融合过程。

### 1.4 双重模态掩码注意力机制

实现外部文本标签引导修复的关键在于文本标签与缺失区域的语义信息匹配，模型需要将输入文本标签与破损区域对应的原图部分进行比较，保留与其匹配的单词进行引导。在匹配任务中，当缺少由$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$和文本标签$\boldsymbol{T}$组成的正对时，网络存在训练匹配函数困难的问题。为解决该问题，本文算法引入相互注意力机制从修复路径和重建路径的词嵌入中提取互补特征。同时，为弥补集成的全局注意力不足的缺陷，本文算法在计算全局注意力分数时对特征图的掩码值进行鲁棒修剪，提出了双重模态掩码注意力机制。

如图4所示，提出的双重模态掩码注意力机制首先进行1×1卷积转换，然后在重建路径中，用乘法计算图像特征向量$\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}}'$和文本特征向量$\boldsymbol{t}_{\mathrm{wrd}}$之间的注意力权重，保留输入图像的掩码并将其应用于相同位置的特征图。该过程可以表述为

$$\boldsymbol{S}_{i,j}^{\mathrm{C}}=\boldsymbol{M}_i'\boldsymbol{Q}\left(\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}}'\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{t}_{\mathrm{wrd}\,j} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{S}_{i,j}^{\mathrm{C}}$为重建路径的注意力图；$\boldsymbol{M}'$表示二进制掩码；$\boldsymbol{Q}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}}')=\boldsymbol{W}\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}}'$，$\boldsymbol{W}$为1×1卷积滤波器。

在修复路径中，计算$\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}}$和$\boldsymbol{t}_{\mathrm{wrd}}$之间的注意力权重突出$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$的语义：

$$\boldsymbol{S}_{i,j}^{X}=-\boldsymbol{Q}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{h}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{t}_{\mathrm{wrd}\,j}+\boldsymbol{M}_i \tag{3}$$

在掩码$\boldsymbol{M}$中，将掩码像素值设置为$-\infty$，其余值设置为0。2条路径的注意力图被反馈输入Softmax层以获取文本嵌入的权重：

$$\beta_{i,j}=\frac{\exp\left(\boldsymbol{S}_{i,j}\right)}{\sum_{i=1}^{N}\exp\left(\boldsymbol{S}_{i,j}\right)} \tag{4}$$

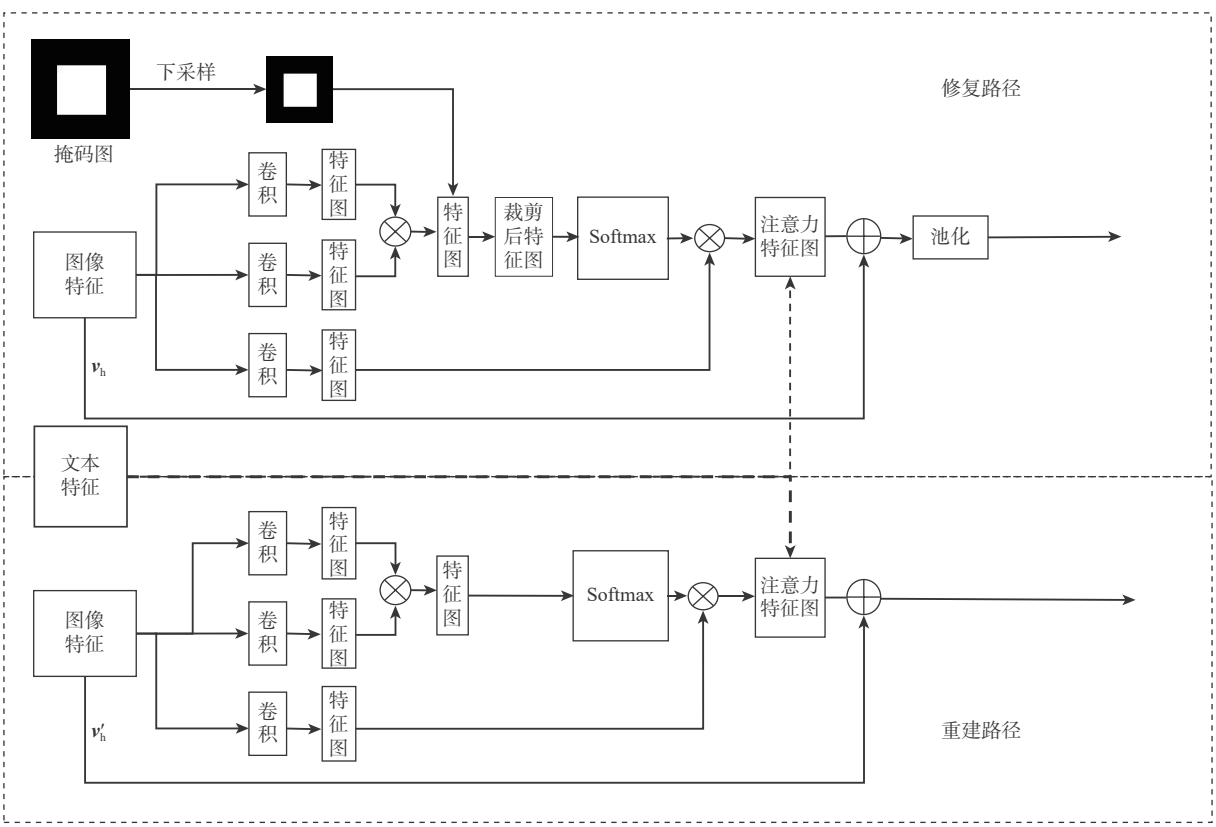



图4 双重模态掩码注意力机制

Fig. 4 Dual modal mask attention mechanism

式中: $N$为特征图面积; $\beta$为注意力权重。

根据权重大小对 2 条路径中的词句特征加权累加:

$$\boldsymbol{t}_{ei}=\sum_{j=1}^{L}\beta_{i,j}\boldsymbol{t}_{\mathrm{wrd}\,j} \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{t}_{\mathrm{e}}$为词权重; $L$为句子长度。

乘以注意力权重后, 修复路径中掩码区域的值为零, 难以被后面卷积层处理, 为解决该缺陷, 在修复路径中使用全局最大池化进行输出。

### 1.5　投射鉴别器

本文算法采用基于投影的判别机制, 将条件信息融合到 GAN 鉴别器中, 保留条件信息在概率模型中的作用, 并实现生成器中归一化层的参数转换, 增强网络生成高质量修复结果的能力。

在投射鉴别器中, 条件变量的分布 $\boldsymbol{y}$ 鉴于 $\boldsymbol{x}$ 是离散或单模态连续分布。基础 GAN 鉴别器的鉴别机制为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})&=\ln\left(\frac{\boldsymbol{q}(\boldsymbol{x}|\boldsymbol{y})\boldsymbol{q}(\boldsymbol{y})}{\boldsymbol{p}(\boldsymbol{x}|\boldsymbol{y})\boldsymbol{p}(\boldsymbol{y})}\right)=\ln\left(\frac{\boldsymbol{q}(\boldsymbol{y}|\boldsymbol{x})}{\boldsymbol{p}(\boldsymbol{y}|\boldsymbol{x})}\right)+\\&\ln\left(\frac{\boldsymbol{q}(\boldsymbol{x})}{\boldsymbol{p}(\boldsymbol{x})}\right)=\boldsymbol{r}\left(\frac{\boldsymbol{y}}{\boldsymbol{x}}\right)+\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x})\end{aligned} \tag{6}$$

将式(6)进行对数似然比建模, 变形为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y};\varpi)&=\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y};\varpi)+\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x};\varpi)=\\&\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}\varphi(\boldsymbol{x};\varpi_\xi)+\psi(\varphi(\boldsymbol{x};\varpi_\xi);\varpi_\psi)\end{aligned} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{V}$为分布 $\boldsymbol{y}$ 的嵌入矩阵; $\xi$和$\psi$分别为矢量输出和标量函数, 通过可学习的损失$\varpi=\{\boldsymbol{V},\varpi_\xi,\varpi_\psi\}$最优化对抗损失。

式(7)中, $\psi(\varphi(\boldsymbol{x};\varpi_\xi);\varpi_\psi)$的主要功能是判断样本 $\boldsymbol{x}$ 是否为真实样本。$\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}\varphi(\boldsymbol{x};\varpi_\xi)$相当于神经网络的输出$\boldsymbol{V}\varphi(\boldsymbol{x};\varpi_\xi)$与 one-hot 标签 $\boldsymbol{y}$ 的点乘, 是输出部分对应标签类的值, 与生成样本的真实度成正比。2 项共同作用于生成器输出样本, 不断反馈增强生成模型的能力。

### 1.6　损失函数

#### 1.6.1　KL 散度损失

为防止模型过拟合, 将 KL 散度[25] 作为正则化因子引入损失函数以缩小解空间, 增强网络对复杂分布的学习能力。KL 散度项将学习的重要性采样函数$q_\psi(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{h}')$正则化为固定的潜在先验$P_\phi(\boldsymbol{z}/\boldsymbol{h})$。

对于重建路径, 分布损失函数定义为

$$L_{\mathrm{KL}}^{\mathrm{C}}=-\mathrm{KL}(q_\psi(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{h}')\|N(0,1)) \tag{8}$$

对于修复路径, 学习的条件先验$P_\phi(\boldsymbol{z}/\boldsymbol{h})$是高斯函数, 被正则化为$q_\psi(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{h}')$:

$$L_{\mathrm{KL}}^{X}=-\mathrm{KL}(q_\psi(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}},\boldsymbol{h}')\|P_\phi(\boldsymbol{z}/\boldsymbol{h})) \tag{9}$$

#### 1.6.2　鉴别器损失

在生成器的重建路径中使用平均特征匹配损失:

$$L_{\mathrm{ad}}^{\mathrm{c},(i)}=\left\|\boldsymbol{f}_{\mathrm{D}_1}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{rec}}^{(i)}\right)-\boldsymbol{f}_{\mathrm{D}_1}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{g}}^{(i)}\right)\right\|_2 \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{rec}}^{(i)}=\boldsymbol{G}(\boldsymbol{z},\boldsymbol{f}_{\mathrm{m}})$和$\boldsymbol{I}_{\mathrm{g}}^{(i)}$分别为重建图像和原始图像, $\boldsymbol{f}_{\mathrm{m}}$为掩码区域; $\boldsymbol{f}_{\mathrm{D}_1}(\cdot)$为 $\mathrm{D}_1$ 最后一层的特征输出。

鉴别器中的原始特征和重建特征相似。相反, 生成器修复路径的对抗损失[26] 为

$$L_{\mathrm{ad}}^{X,(i)}=\left[\boldsymbol{f}_{\mathrm{D}_2}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{gen}}^{(i)}\right)-1\right]^2 \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{gen}}^{(i)}$为生成的图像。

#### 1.6.3　文本与图像匹配损失

本文算法构建了用概率引导外观匹配[20] 到重建路径中剩余区域图像$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$及被掩码覆盖的图像$\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$的修复机制。定义实例损失为

$$L_{\mathrm{app}}^{\mathrm{c},(i)}=\left\|\boldsymbol{I}_{\mathrm{rec}}^{(i)}-\boldsymbol{I}_{\mathrm{g}}^{(i)}\right\|_1 \tag{12}$$

对于生成路径, 去除$\boldsymbol{I}_{\mathrm{c}}$的外观匹配, 只匹配重建路径中的$\boldsymbol{I}_{\mathrm{m}}$:

$$L_{\mathrm{app}}^{X,(i)}=\left\|\boldsymbol{M}*\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{gen}}^{(i)}-\boldsymbol{I}_{\mathrm{g}}^{(i)}\right)\right\|_1 \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{gen}}^{(i)}=\boldsymbol{G}(\tilde{\boldsymbol{z}}_{\mathrm{C}},\boldsymbol{f}_{\mathrm{m}})$为从$\tilde{\boldsymbol{z}}_{\mathrm{C}}$样本生成的图像; $\boldsymbol{M}$为可见像素的二值掩码; “*”表示卷积。

#### 1.6.4　深度注意双重模态相似性模型损失

本文算法引入 DAMSM 损失, 细化文本和图像输出的语义关系。

根据文献 [27], 定义 DAMSM 损失为

$$L_{\mathrm{DAMSM}}=L_1^{\mathrm{w}}+L_2^{\mathrm{w}}+L_1^{\mathrm{s}}+L_2^{\mathrm{s}} \tag{14}$$

式中: 上标 w代表单词, s代表句子; $L_1^{\mathrm{w}}$和$L_2^{\mathrm{w}}$分别为 2 条路径中图像与对应的文本描述匹配的负对数后验概率。

#### 1.6.5　总 损 失

通过最大化下界及最小化总损失 $L$, 总损失由以下 4 组分量损失组成:

$$\begin{aligned}L=&\lambda_{\mathrm{KL}}\left(L_{\mathrm{KL}}^{\mathrm{C}}+L_{\mathrm{KL}}^{X}\right)+\lambda_{\mathrm{app}}\left(L_{\mathrm{app}}^{\mathrm{c},(i)}+L_{\mathrm{app}}^{X,(i)}\right)+\\&\lambda_{\mathrm{ad}}\left(L_{\mathrm{ad}}^{\mathrm{c},(i)}+L_{\mathrm{ad}}^{X,(i)}\right)+\lambda_{\mathrm{DAMSM}}L_{\mathrm{DAMSM}}\end{aligned} \tag{15}$$

式中: $L_{\mathrm{KL}}^{\mathrm{C}}$和$L_{\mathrm{KL}}^{X}$对先验和后验分布的 KL 发散进行正则化, $L_{\mathrm{app}}^{\mathrm{c},(i)}$和$L_{\mathrm{app}}^{X,(i)}$增强模型外观匹配保真度, $L_{\mathrm{ad}}^{\mathrm{c},(i)}$和$L_{\mathrm{ad}}^{X,(i)}$训练采样图像使之与训练集分布相匹配, $L_{\mathrm{DAMSM}}$增强图像与文本句子的匹配度; $\lambda$为权重系数。

## 2　实验结果与分析

### 2.1　数据集及实验环境

实验使用带有文本标签的数据集 CUB[28] 和 COCO[29] 进行训练及测试。CUB 为鸟类数据集, 包含 11 789 幅鸟类照片, 选择其中 11 700 幅作为训练集, 89 幅作为测试集。COCO 为包含复杂场景的物体数据集, 训练集为 82 000 幅, 测试集为 883 幅。

基于 Pytorch 1.7.0 框架对本文算法进行训练及测试，实验平台配置为 Intel Core i9-10900K 3.70 GHz CPU，NVIDIA Geforce RTX 3090 GPU，显存 24 GB，内存 32 GB。

调整训练图像的大小使其最小长度/宽度为 256 像素。使用正交初始化，在 Adam 优化器上以 $1\times10^{-4}$ 的学习率进行端到端训练。损失函数的权重设置为 $\lambda_{\mathrm{KL}}=\lambda_{\mathrm{app}}=\lambda_{\mathrm{ad}}=20$，$\lambda_{\mathrm{DAMSM}}=0.1$，$\gamma=5$。文本序列的最大长度设置为 128，零填充。将本文算法与 3 种基于深度学习的图像修复算法 PICNet[20]、TDANet[22] 和 CTSDG[30] 进行比较。

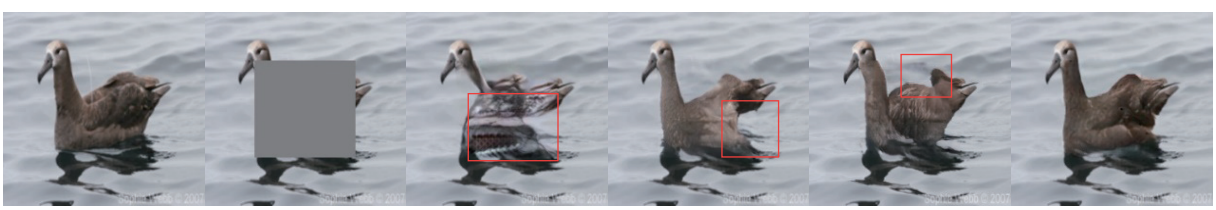
### 2.2 主观实验结果

如图 5 所示，图 5(b)为 CUB 数据集叠加规则掩膜的待修复图，掩码区域覆盖鸟的大部分躯体及整个头部，破损区域约占前景的 70%。图 5(c)为 PICNet 修复结果，鸟的躯体存在颜色失真、结构残缺及纹理混乱，鸟的颈部与躯体处包含不合理结构。图 5(d)为 TDANet 修复结果，存在翅膀及尾部结构缺失现象，鸟的身体结构也不合理。图 5(e)为 CTSDG 修复结果，鸟的背部存在不合理结构。图 5(f)为本文算法修复结果，修复的结构、颜色较好，纹理细节清晰，整体视觉效果优于对比算法。

如图 6 所示，图 6(b)为 COCO 数据集叠加规则掩膜的待修复图，掩码区域覆盖了热狗和三明治。PICNet 的修复结果在手指、热狗及面包处存在像素丢失的现象，修复效果较差。TDANet 的修复结果中，面包与热狗结构杂糅在一起，面包的颜色错误，整体效果比较混乱。CTSDG 算法修复的结构不合理，出现畸变形状。本文算法修复的整体效果较好，结构清晰且不存在物体混乱的现象，整体颜色与原图一致性高。

如图 7 所示，图 7(b)为在 CUB 数据集叠加不规则掩膜的待修复图，上图中，掩码区域约占前景的 30%，覆盖了鸟的翅膀、头部及尾部，下图掩码区域约占前景的 70%，大面积覆盖鸟的躯干及翅膀。PICNet 修复的结果在上图中出现部分结构丢失，下图中鸟的尾部存在结构不完整及颜色失真。TDANet 修复的结果在上图中出现颜色部分失真，整体修复效果较好，下图中鸟的腹部和尾部的结构不合理。CTSDG 修复的结果在上图中存在结构不连贯现象，下图中在鸟的腹部处出现结构混乱现象。本文算法对 2 张图像修复的整体结构完整，纹理及颜色效果优于对比算法，其优越性在大面积破损时尤为突出。

如图 8 所示，图 8(b)为在 COCO 数据集叠加大型不规则掩膜的待修复图，上图中掩码区域约占前景的 40%，覆盖了飞机、天空及部分山地，下图中掩码区域约占前景的 60%，前景所包含的物体均被覆盖。PICNet 修复结果中，上图的背景部分存在颜色失真，飞机躯体颜色混乱，下图存在颜色失真。TDANet 修复结果在上图中的背景区域存在小部分结构不合理现象，下图叉子的结构修复不完整。CTSDG 修复的结果中，上图的背景区域存在不合理结构，飞机的机身修复不完整。本文算法在修复大面积缺损时表现出色，颜色和结构的与原图一致性高。

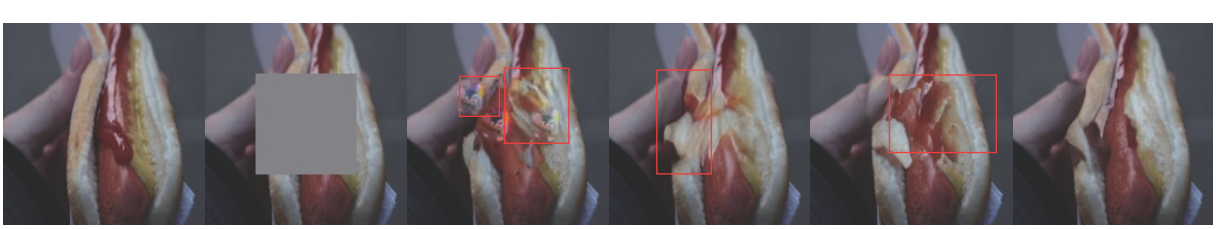


(a) 原图 (b) 受损图 (c) PICNet算法[20] (d) TDANet算法[22] (e) CTSDG算法[30] (f) 本文算法

文本标签："This bird has a long black bill and a brown body."

图 5 对 CUB 数据集叠加矩形掩码的图像修复结果对比

Fig. 5 Comparison of image inpainting results of superimposed rectangular mask on CUB dataset

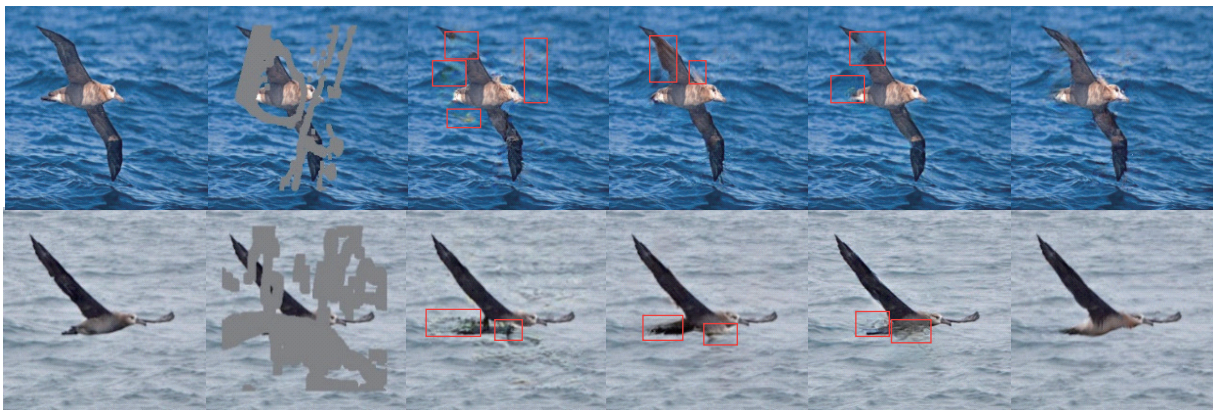


(a) 原图 (b) 受损图 (c) PICNet算法[20] (d) TDANet算法[22] (e) CTSDG算法[30] (f) 本文算法

文本标签："A hot dog sitting in a bun covered in mustard ketchup."

图 6 对 COCO 数据集叠加矩形掩码的图像修复结果对比

Fig. 6 Comparison of image inpainting results of superimposed rectangular masks on COCO dataset

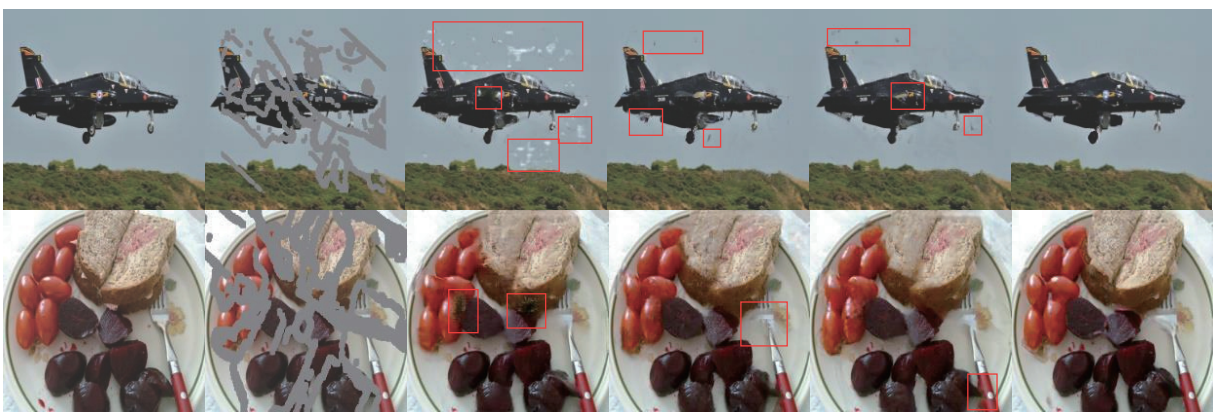


(a) 原图　(b) 受损图　(c) PICNet算法[20]　(d) TDANet算法[22]　(e) CTSDG算法[30]　(f) 本文算法

上图文本标签：“This larger bird is mostly gray with a large hooked bill.”,
下图文本标签：“This bird has wings that are grey and has a long black bill.”

图 7　对 CUB 数据集叠加不规则掩码的修复结果对比

Fig. 7　Comparison of image inpainting of superimposed irregular mask on CUB dataset



(a) 原图　(b) 受损图　(c) PICNet算法[20]　(d) TDANet算法[22]　(e) CTSDG算法[30]　(f) 本文算法

上图文本标签：“A fighter jet flying through a blue sky above a green hillside.”,
下图文本标签：“A white plate topped with a sandwich and a fork.”

图 8　对 COCO 数据集叠加不规则掩码的修复结果对比

Fig. 8　Comparison of image inpainting results of superimposed irregular masks on COCO dataset

### 2.3　定量评价

将本文算法在 CUB 数据集上与对比算法进行定量比较。表 1 和表 2 分别为叠加规则与不规则掩码的修复性能指标。其中, 峰值信噪比用于对比图像在纹理及像素层面的差别; 结构相似度用于对比图像在结构、亮度及对比度上的差别; 平均绝对误差用于比较图像质量误差。从表 1 和表 2 可以看出, 本文算法的 3 个指标均优于对比算法。其中, CUB/COCO 叠加规则掩码数据集的对比数据表明, 本文算法较 TDANet 算法的峰值信噪比提高了 15.83%、2.82%, 结构相似度提高了 3.46%、0.26%, 平均绝对误差降低了 2.8%、14.65%, 表明本文算法在局部纹理细节、全局结构及语义感知层面均优于对比算法。

### 2.4　算法各模块消融实验

为分析本文算法各个模块在图像修复中的作用, 在 CUB 数据集上对不同模块进行消融实验。以 TDANet 生成网络为基础模型, 添加双重模态掩码注意力模块、深度文本图像融合模块, 并将一般鉴别器换成投射鉴别器作为对照模型。为保证实验公平, 所有模型均采用相同设置进行训练及测

**表 1　对规则掩码在 CUB/COCO 数据集上定量对比**

**Table 1　Quantitative comparison of rule masks on CUB/COCO datasets**

| 修复算法 | 峰值信噪比/dB | | 结构相似度 | | 平均绝对误差 | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | CUB | COCO | CUB | COCO | CUB | COCO |
| PICNet[20] | 20.52 | 15.71 | 0.773 | 0.762 | 36.09 | 29.85 |
| TDANet[22] | 21.99 | 16.64 | 0.781 | 0.766 | 33.57 | 33.85 |
| CTSDG[30] | 21.86 | 16.62 | 0.769 | 0.758 | 33.36 | 30.67 |
| 本文算法 | 25.47 | 17.11 | 0.808 | 0.768 | 32.63 | 28.89 |

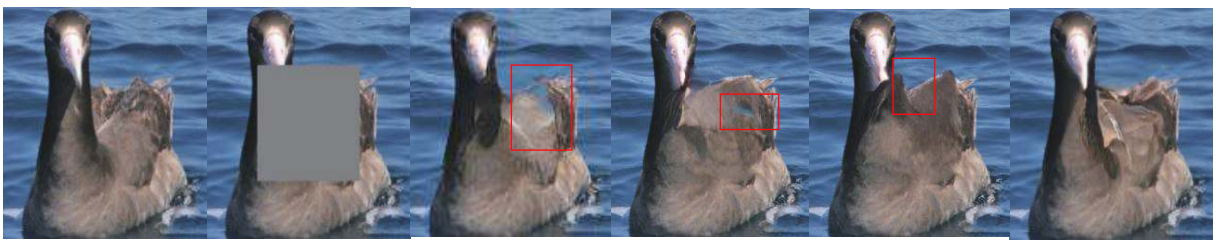
试，选取的掩码均为规则矩形掩码。图9为本文模型与选取的消融模型对CUB数据集修复的定性结果对比。将图9(c)与图9(d)对比可看出，使用双重模态掩码注意力机制后，得到的结构更完整。将图9(d)与图9(e)对比可以看出，添加深度文本图像融合模块后，修复结果具有更好的语义结构连续性。将图9(e)与图9(f)对比可看出，较之一般鉴别器的基础模型，本文算法采用的投射鉴别器可以提升纹理细节的清晰度和视觉的真实性。

表3为消融实验的定量对比。可以看出，提出的双重模态掩码注意力模型、深度文本图像融合模块及将一般GAN鉴别器换成投射鉴别器后，图像修复的各项指标均有优化，峰值信噪比和结构相似度分别提升了16.34%和3.67%，平均绝对误差降低了18.57%。图10(a)和图10(b)为基于CUB数据集不同模型的峰值信噪比和结构相似度对比结果。可以看出，加入双重模态掩码注意力模型和深度文本图像融合模块均能提升修复图像的指标，完

**表2 对不规则掩码在CUB/COCO数据集上定量对比**

**Table 2 Quantitative comparison of irregular masks on CUB/COCO datasets**

| 修复算法 | 峰值信噪比/dB | | 结构相似度 | | 平均绝对误差 | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | CUB | COCO | CUB | COCO | CUB | COCO |
| PICNet[20] | 22.96 | 22.89 | 0.827 | 0.816 | 27.47 | 29.64 |
| TDANet[22] | 23.08 | 23.01 | 0.837 | 0.832 | 26.40 | 28.37 |
| CTSDG[30] | 24.07 | 23.68 | 0.839 | 0.835 | 26.36 | 27.69 |
| 本文算法 | 24.36 | 24.25 | 0.841 | 0.843 | 25.87 | 26.45 |



(a) 原图 (b) 受损图 (c) 基础模型 (d) 双重模态掩码注意力模块 (e) 深度文本图像融合模块 (f) 完整模型

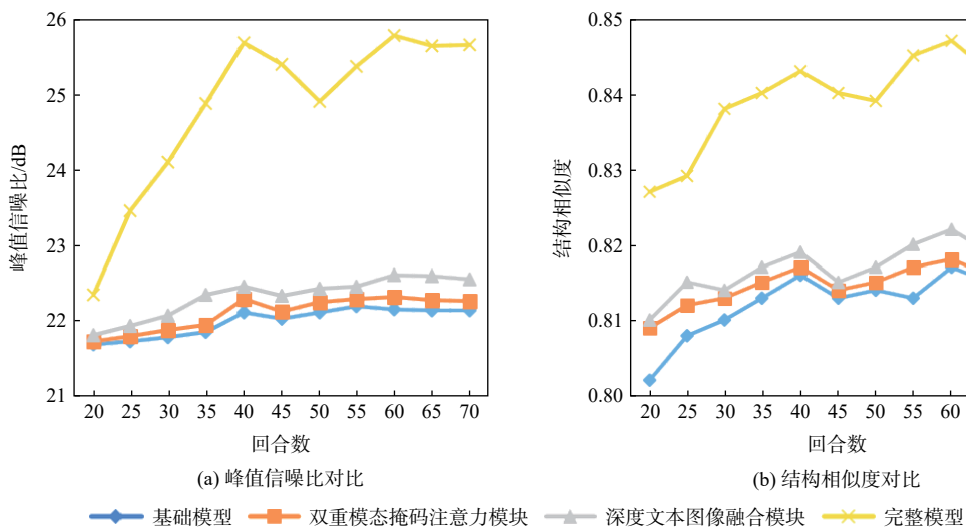
图9 消融实验图像修复结果对比

Fig. 9 Comparison of image inpainting results of ablation experiments

**表3 消融实验定量对比**

**Table 3 Quantitative comparison of ablation experiments**

| 修复算法 | 峰值信噪比/dB | 结构相似度 | 平均绝对误差 |
|---|---|---|---|
| 基础模型 | 22.15 | 0.817 | 33.82 |
| 双重模态掩码注意力模块 | 22.31 | 0.818 | 32.27 |
| 深度文本图像融合模块 | 22.60 | 0.822 | 31.52 |
| 完整模型 | 25.77 | 0.847 | 27.54 |




(a) 峰值信噪比对比 (b) 结构相似度对比

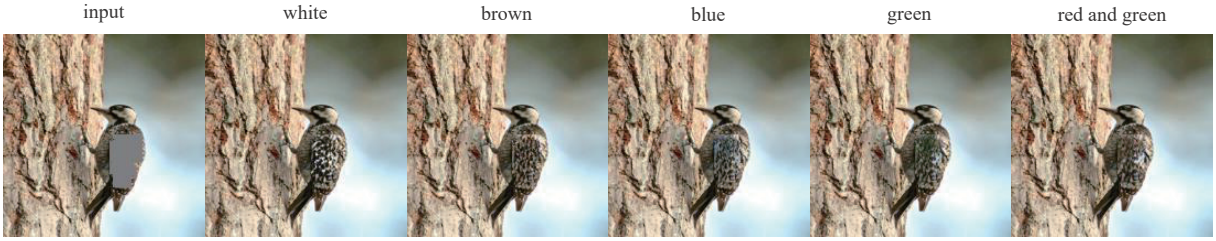
图10 采用不同模型消融实验定量评价结果

Fig. 10 Quantitative evaluation results of ablation experiments using different models

整模型比基础模型有明显提升。由此说明, 提出的双重模态掩码注意力机制、深度文本图像融合模块及投射鉴别器模块在纹理、结构、语义层面均明显提升了修复质量。

### 2.5　修复结果可控及多样性实验

为证明本文算法修复结果具有多样化及可控制的特点, 改变文本标签对模型进行可控制的修复实验。如图 11 所示, 在图 11(a)中, 掩码区域约占前景的 50%, 通过改变与掩码区域相关联的词语, 可以生成指定文本的修复图, 且修复结果在纹理及语义层面上具有真实性和语义一致性。在图 11(b)中, 掩码区域约占前景的 60%, 实验难度进一步加大, 通过改变描述腹部颜色的词语, 本文算法可以得到纹理结构完整和语义一致的修复结果。在图 11(c)中, 掩码区域约占前景的 60%, 通过控制 2 个与缺失破损区域关联的词语引导修复, 实现将缺失破损图像依据不同的文本标签修复出指定的结果。综上所述, 本文算法能从文本标签中捕获细粒度的词语语义, 并根据这些词语引导图像修复, 多样化并控制修复结果。




(a) 中掩码下文字标签控制的多样性修复

文本标签: “This bird has black wings with ___ spots.”

(b) 大掩码下文字标签控制的多样性修复

文本标签: “A very small bird with a ___ belly featuring brown speckles.”

(c) 大掩码下双文字标签控制的多样性修复

文本标签: “A small bird with brown on its crown, and ___ with ___ speckles covering its breast.”

图 11　可控制的修复实验

Fig. 11　Controllable repair experiment

## 3　结　论

1) 本文提出一种基于双重模态文本引导的图像修复模型, 通过改变外部文本控制修复结果。

2) 设计双重模态掩码注意力机制, 提取文本的语句特征作为全局约束及词汇特征作为局部约束, 增强图像与文本标签的一致性。

3) 引入深度文本图像融合模块加深文本向量与图像向量的融合效果, 使生成图像更能突出文本细节。

4) 引入投射鉴别器, 增强图像对特征的提取深度及修复图像的真实性。

5) 用 2 个带有文本标签的数据集进行对比实验, 结果表明, 在 COCO 数据集规则掩码破损时, 本文算法较对比算法在峰值信噪比和结构相似度上分别提升 0.47～1.4 dB 和 0.002～0.1, 能生成逼真的纹理语义。

### 参考文献 ( References )

[1] BERTALMIO M, SAPIRO G, CASELLES V, et al. Image inpaint-

ing[C]//Proceedings of the ACM SIGGRAPH Conference on Computer Graphics. New York: ACM, 2000: 417-424.

[2] 胡循勇, 杨晓梅, 李昊怡, 等. 融合低秩和稀疏先验的结构性缺失图像修复[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 855-862.
HUX Y, YANG X M, LI H Y, et al. Structural missing image inpainting based on low rank and sparse prior[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 855-862 (in Chinese).

[3] WANG X, ZHANG D, XING G. A novel image recovery method based on discrete cosine transform and matched blocks[J]. Nonlinear Dynamics, 2013, 73(3): 1945-1954.

[4] 王兴元, 张继明. 一种基于混沌和汉明码的数字图像篡改检测及修复算法[J]. 物理学报, 2014, 63(2): 73-83.
WANG X Y, ZHANG J M. A novel image authentication and recovery algorithm based on chaos and Hamming code[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(2): 73-83(in Chinese).

[5] XIA Z, WANG X, WANG C, et al. Subpixel-based accurate and fast dynamic tumor image recognition[J]. Journal of Medical Imaging and Health Informatics, 2018, 8(5): 925-931.

[6] LIN Z, ZHAO Z, ZHANG Z, et al. Weakly-supervised video moment retrieval via semantic completion network[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI, 2020, 34(7): 11539-11546.

[7] PATHAK D, KRAHENBUHL P, DONAHUE J, et al. Context encoders: Feature learning by inpainting[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2536-2544.

[8] IIZUKA S, SIMO-SERRA E, ISHIKAWA H. Globally and locally consistent image completion[J]. ACM Transactions on Graphics, 2017, 36(4): 1-14.

[9] MA Y, LIU X, BAI S, et al. Coarse-to-fine image inpainting via region-wise convolutions and non local correlation[C]//Proceedings of the IJCAI International Joint Conference on Artificial Intelligence. San Francisco: Morgan Kaufmann, 2019: 3123-3129.

[10] SHIN Y G, SAGONG M C, YEO Y J, et al. PEPSI++: Fast and lightweight network for image inpainting[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2020, 32(1): 252-265.

[11] LIU H , JIANG B, XIAO Y, et al. Coherent semantic attention for image inpainting[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4170-4179.

[12] WANG N, WANG W, HU W, et al. Thank a mural inpainting based on multi-scale adaptive partial convolution and stroke-like mask[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2021, 30: 3720-3733.

[13] YAN Z, LI X, LI M, et al. Shift-Net: Image inpainting via deep feature rearrangement[C]//Proceedings of the European Conference on the Computer Vision. Berlin: Springer, 2018, 1: 1-17.

[14] YU J, LIN Z, YANG J, et al. Free-form image inpainting with gated convolution[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4471-4480.

[15] 李海燕, 黄和富, 郭磊, 等. 基于残缺图像样本的生成对抗网络图像修复方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 1949-1958.
LI H Y, HUANG H F, GUO L, et al. Image inpainting method based on incomplete image samples in generative adversarial network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 1949-1958(in Chinese).

[16] 李海燕, 吴自莹, 郭磊, 等. 基于混合空洞卷积网络的多鉴别器图像修复[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2021, 49(3): 40-45.
LI H Y, WU Z Y, GUO L, et al. Multidiscriminator image inpainting algorithm based on hybrid dilated convolution network[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2021, 49(3): 40-45(in Chinese).

[17] 徐涛, 周纪勇, 张国梁, 等. 场内外特征融合的残缺图像精细修复[J]. 光学精密工程, 2021, 29(10): 2481-2494.
XU T, ZHOU J Y, ZHANG G L, et al. Fine restoration of incomplete image with external features and image features[J]. Optics and Precision Engineering, 2021, 29(10): 2481-2494(in Chinese).

[18] 张雪菲, 程乐超, 白升利, 等. 基于变分自编码器的人脸图像修复[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2020, 32(3): 401-409.
ZHANG X F, CHEN L C, BAI S L, et al. Face image restoration based on variational autoencoder[J]. Journal of Computer Aided Design and Graphics, 2020, 32(3): 401-409(in Chinese).

[19] WALKER J, DOERSCH C, GUPTA A, et al. An uncertain future: Forecasting from static images using variational autoencoders [C]//Proceedings of the European Conference on the Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 835-851.

[20] ZHANG C, CHAM T J, CAI J. Pluralistic image completion [C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1438-1447.

[21] NAZERI, NG E, JOSEPH T, et al. EdgeConnect: Generative image inpainting with adversarial edge learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 3265-3274.

[22] ZHANG L, CHEN Q, HU B, et al. Text-guided neural image inpainting[C]//Proceedings of the 28th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2020: 1302-1310.

[23] SOHN K, LEE H, YAN X. Learning structured output representation using deep conditional generative models[J]. Advances in Neural Information Processing Systems, 2015, 28: 3483-3491.

[24] ZHANG H, XU T, LI H, et al. StackGAN: Text to photo-realistic image synthesis with stacked generative adversarial networks [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5907-5915.

[25] DOERSCH C. Tutorial on variational autoencoders[EB/OL]. (2021-01-03)[2021-11-01].https://arxiv.org/abs/1606.05908v1.

[26] BAO J, CHEN D, WEN F, et al. CVAE-GAN: Fine-grained image generation through asymm-etric training[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2745-2754.

[27] XU T, ZHANG P, HUANG Q, et al. AttnGAN: Fine-grained text to image generation with attentional generative adversarial networks [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1316-1324.

[28] DUAN K, PARIKH D, CRANDALL D, et al. Discovering localized attributes for fine-grained recognition[C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pa-

ttern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2012: 3474-3481.

[29] LIN T Y, MAIRE M, BELONGIE S, et al. Microsoft COCO: Common objects in context[C]//Proceedings of the European Conference on the Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 740-755.

[30] GUO X, YANG H, HUANG D. Image inpainting via conditional texture and structure dual generation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 14134-14143.

# Bimodal text-guided image inpainting algorithm

LI Haiyan[1], CHEN Jie[1], YU Pengfei[1,*], LI Haijiang[2], ZHANG Yufeng[1]

(1. School of Information Science and Engineering, Yunnan University, Kunming 650000, China;
2. Yunnan Communications Investment and Construction Group Co., Ltd., Kunming 650000, China)

**Abstract**: A bimodal text-guided image inpainting model is proposed to address shortcomings of the existing image restoration algorithms, such as the restored results are poor and uncontrollable when repairing large areas of distortions due to lack of sufficient contextual information. The proposed algorithm introduces text labels as the control guide for restoration to ensure the overall and regional consistency of the inpainted results and to increase the controllable diversity of the results. Firstly, a dual bi-modal mask attention mechanism is designed to extract semantic information from the damaged region. Subsequently, the text image fusion process in the generator is deepened by a deep text-image fusion module, and the image-text matching loss is applied to maximize the semantic similarity between the generated images and the text. Finally, a projection discriminator is used to train the generated image with the original image to enhance the authenticity of the restored image. Quantitative and qualitative experiments are conducted on two datasets with textual labels. The experimental results demonstrate that the repaired images are consistent with the guidance text description, and various results can be generated according to various textual descriptions.

**Keywords**: image inpainting; text guidance; attention mechanism; text-image fusion; image-text matching loss

**Received**: 2021-11-30; **Accepted**: 2022-01-16; **Published Online**: 2022-01-25 20:04

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1806.009.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (62266049,62066046); "Famous Teacher" of Yunnan 10 000 Talents Program; Program of Yunnan Key Laboratory of Intelligent Systems and Computing (202205AG070003)

* **Corresponding author**. E-mail: pfyu@ynu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0729

# 温度应力对机场道面板疲劳损伤的影响

张献民[1,*]，聂鹏飞[1]，高志斌[2]，包伊婷[1]，李长辉[1]

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；2. 天津滨海国际机场有限公司，天津 300300)

**摘 要**：目前，中国机场水泥混凝土道面设计中并未单独计算温度应力。参考传热学研究成果在道路工程和场道工程中的应用，采用华北地区某机场实例及其气象数据，建立有限元模型模拟道面结构温度场，并计算分析该机场道面板温度场和温度应力情况。结果表明，温度荷载造成的板底应力曲线与气温、辐射曲线之间存在较大的相位差，板底最大拉应力出现在19—20时。将随时间变化的温度应力与随横向位置变化的飞机轮载应力叠加，并将轮载作用次数按横向、月度、时刻分布，计算机场道面板的累计损伤和剩余寿命。结果表明，采用该方法预测的机场跑道剩余寿命与钻芯取样检测、FAARFIELD软件预测结果，以及跑道实际继续运营时长较为接近。可通过所提方法计算厚度较大的机场道面板的温度应力，对既有机场水泥混凝土道面结构的剩余寿命进行预测评估，并为大尺寸机场水泥混凝土道面板的研究和设计提供参考。

**关 键 词**：机场工程；水泥混凝土道面板；温度应力；轮载作用；累计损伤；疲劳寿命
**中图分类号**：V351.11
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2558-09

机场道面结构温度场发生变化时，水泥混凝土道面板将出现翘曲变形，并产生温度应力。温度场和温度应力的影响因素众多，且道面结构存在一定的特性，如板厚较大等，很多学者致力于机场道面板温度场变化和温度应力确定方法的研究。

目前，常用方法主要有理论分析法和统计分析法。理论分析法根据气象学和传热学的基本原理，以数值分析推导出层状体系下路面温度场的解析解。早在20世纪，Barber[1]、严作人[2]、吴赣昌[3]便建立了路面温度场的预测模型，但由于当时的计算手段有限，对太阳辐射和灰体辐射等因素进行了忽略或近似处理，建立的模型较为失真。统计分析法则是在理论分析的前提下，忽略温度场的变化，并将非线性的温度曲线等效为线性温度梯度，如中国行业标准JTG D40—2011[4]中直接给出各区划的温度梯度值。然而，该方法取得的各回归系数取值均以22 cm为标准板厚[5]，主要考虑公路用水泥混凝土板，若应用于厚度较大的机场道面板，则往往会得到过大的应力结果。故而在机场领域，需要采用新的方法计算温度应力。李巧生等[6]认为温度应力的影响被其他因素抵消；Cai[7]、吴爱红[8]等以温度应力作为循环应力中的低应力；翁兴中等[9]则借鉴公路领域规范，以温度梯度作为计算指标来考虑温度应力，并对其进行修正；田波[10]、赵鸿铎[11]等则通过实测温度和应变计算温度应力。

温度应力会对机场道面板的疲劳损伤造成影响，其作用不宜忽视。自Foxworthy[12]提出以疲劳方程计算容许作用次数作为机场刚性道面寿命的无损检测和预测方法后，Thompson和Barenberg[13]首次将温度应力引入总应力计算中，Khazanovich和Darter等[14-15]也将温度应力作为设计应力的一部分，并提出按不同月份的气象条件计算白天和夜

**收稿日期**：2021-12-03；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-06-09 08:48
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220607.1647.001.html
**基金项目**：中国工程院咨询研究项目(2019C1-0002)；天津市教委自然科学计划(2018KJ245)；天津市技术创新引导专项基金企业科技特派员项目(21YDTPJC00470)

* **通信作者**. E-mail：cauczxm@126.com

*引用格式：张献民，聂鹏飞，高志斌，等. 温度应力对机场道面板疲劳损伤的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2558-2566. ZHANG X M，NIE P F，GAO Z B，et al. Influence of temperature stress on fatigue damage of airfield pavement slab[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2558-2566 (in Chinese).*

晚的温度应力。

由于现有统计分析结果主要为公路领域研究成果, 不宜直接适用于厚度相对较大的机场道面, 且现有理论分析法在近似处理上较为简单, 本文在理论分析法的基础上建立有限元模型, 利用计算机迭代较好地解决了上述近似问题, 得到了更贴合实际的场道结构的温度场和温度应力。在前人研究成果的基础上, 建立了一种同时考虑温度应力和轮载应力及其分布的机场水泥混凝土道面板累计损伤计算方法。

## 1　温度作用

### 1.1　温度场理论与模拟

利用 ABAQUS 及编写的相关子程序, 建立道面结构的三维有限元模型, 参考 MEPDG 程序设计思路[13-14] 及有限元模拟路面结构和道面结构温度场研究成果[16-18], 在热学计算部分考虑太阳辐射[1]、大气与道面对流换热[2]、灰体辐射[19]、层间热阻[20] 等因素, 输入气温、风速、辐照量、辐照时长等气象参数的月平均值, 模拟水泥混凝土道面结构的温度场变化情况, 如图 1 所示。

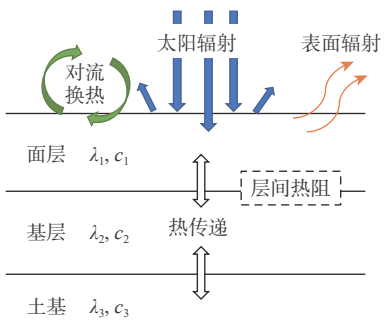



图 1　道面结构温度场示意图

Fig. 1　Schematic diagram of pavement temperature field

#### 1.1.1　气温模型

采用 $T_k$ 修正的正弦-指数模型[21] 模拟气温日变化, 该模型在本节算例附近区域的模型效率为 97%, 能较好地模拟晴天、阴天和多云天气[22], 其气温日变化曲线分为日出至日落的白天段和日落至第二天日出的夜间段, 分别如下:

1) 白天($12-n_{dl}/2<t<12+n_{dl}/2$)。

$$T_a = T_{min} - \frac{T_k}{2} + \frac{1}{2}\sqrt{T_k^2 + 4T_k A S(t)} \tag{1}$$

$$A = (T_{max} - T_{min})\left(1 + \frac{T_{max} - T_{min}}{T_k}\right) \tag{2}$$

$$S(t) = \sin\left(\frac{t - 12 + n_{dl}/2}{n_{dl} + 2P}\pi\right) \tag{3}$$

式中: $t$ 为太阳时, 本节中所有时间变量均为太阳时; $T_a$ 为气温; $T_{max}$ 为最高气温; $T_{min}$ 为最低气温; $T_k$ 为考虑气体受热上升并加速热量向上层大气输送后的温度修正值, 取 15 ℃; $A$ 为基于 $T_k$ 修正的气温振幅; $P$ 为最高气温出现时间与正午的差值, 取 2 h; $S(t)$ 为未修正的正弦气温公式; $n_{dl}$ 为日长, 可表示为

$$n_{dl} = 12\left(1 + \frac{2}{\pi}\arcsin\left(\frac{a}{b}\right)\right) \tag{4}$$

$$a = \sin\varphi_{lat}\sin\varphi \tag{5}$$

$$b = \cos\varphi_{lat}\cos\varphi \tag{6}$$

$$\sin\varphi = -\sin\left(\frac{\varphi_{max}\pi}{180}\right)\cos\left(\frac{2\pi\,(n_{date}+10)}{365}\right) \tag{7}$$

其中: $\varphi_{lat}$ 为地理纬度; $\varphi$ 为太阳赤纬; $\varphi_{max}$ 为太阳赤纬最大值, 为 23.45°; $n_{date}$ 为一年中的日序。

2) 夜间($12+n_{dl}/2<t<12-n_{dl}/2+24$)。

$$T_a = \frac{T_{min} - T_{sset}e^{-\frac{\eta}{\tau}} + (T_{sset} - T_{min})e^{-\frac{t-t_{sset}}{\tau}}}{1 - e^{-\frac{\eta}{\tau}}} \tag{8}$$

式中: $T_{sset}$ 为日落时刻的气温; $t_{sset}$ 为日落时刻, 即 $t_{sset} = 12 + n_{dl}/2$; $\tau$ 为时间系数, 取 4 h; $\eta$ 为夜长, 即 $\eta = 24 - n_{dl}$。

#### 1.1.2　对流换热

道面与大气对流换热的热流量损失为

$$Q_c = h_c(T_s - T_a) \tag{9}$$

式中: $T_s$ 为道面表面温度; $h_c$ 为道面表面与空气的对流换热系数, 按式 (10)[23] 计算:

$$h_c = 3.7v_w + 9.4 \tag{10}$$

其中: $v_w$ 为风速。

#### 1.1.3　太阳辐射

采用余弦公式[1] 模拟太阳辐射日变化, 该公式认为太阳辐照以 12 时为极大值点余弦分布, 如下:

$$Q_{sr} = \begin{cases} 0 & 0 \leqslant x < 12 - c/2 \\ Q_0\cos\left(m\omega(t-12)\right) & 12 - c/2 \leqslant x < 12 + c/2 \\ 0 & 12 + c/2 \leqslant x \leqslant 24 \end{cases} \tag{11}$$

式中: $Q_{sr}$ 为太阳辐射量; $Q_0$ 为正午最大太阳辐射量, $Q_0 = 0.131\,Q_d$, $Q_d$ 为日总太阳辐射量; $\omega$ 为角频率, $\omega = \pi/12$; $m = 12/c$, $c$ 为太阳辐照时长。

道面结构不能完全吸收太阳辐射热, 存在太阳辐射吸收率 $a_s$, 即 $a_s Q_{sr}$ 为输入道面结构的太阳辐射能。

#### 1.1.4　有效灰体辐射

道面表面的有效灰体辐射(道面长波辐射与大气长波辐射的差值)为

$$Q_{elr} = C_0\left(\varepsilon_p T_s^4 - a_a\varepsilon_a T_{sky}^4\right) \tag{12}$$

式中: $Q_{elr}$ 为道面表面有效辐射量; $C_0$ 为 Stefan-

Boltzmanm 常数；$\varepsilon_p$为道面表面发射率；$\varepsilon_a$为天空辐射发射率；$a_a$为道面长波吸收率；$T_{sky}$为天空有效温度；在灰体辐射中，$T_s$与$T_{sky}$均以华氏温度计计量。

根据相关学者的研究[24-25]，中国的天空有效温度与气温的差值从南到北递增，夏季约为−16～−12 K，冬季约为−27～−15 K。具体地区的天空有效温度与气温差值可由当地气象资料计算得到，或查询《中国建筑热环境分析专用气象数据集》[26]等资料得到。

其他如热传导方程、层间热阻等则按经典理论进行设置。

1.1.5 应力计算

在力学计算部分，添加重力并设置基层与面层之间的约束和摩擦，即可模拟水泥混凝土道面板的温度应力情况。根据弹性力学基本原理，道面板的应力按式(13)计算：

$$\begin{cases}\sigma_x=\dfrac{E}{1-\mu^2}(\varepsilon_x+\mu\varepsilon_y)-\dfrac{E\alpha T_z}{1-\mu}\\ \sigma_y=\dfrac{E}{1-\mu^2}(\varepsilon_y+\mu\varepsilon_x)-\dfrac{E\alpha T_z}{1-\mu}\end{cases}\tag{13}$$

式中：$\sigma_x$、$\sigma_y$分别为横向、纵向应力；$\varepsilon_x$、$\varepsilon_y$分别为横向、纵向应变；$E$为弹性模量；$\mu$为泊松比；$\alpha$为热膨胀系数；$T_z$为板内深度$z$处的温度值。

## 1.2 有限元建模要点及模型标定

为提高计算速度，有限元模型采用顺序耦合法计算应力。单元类型分别选择二十节点二次传热六面体 DC3D20 单元和二十节点二次六面体减缩积分C3D20R 单元。在深度方向，面层划分 10 个节点[14]，基层划分 3 个节点；在平面方向，单元的间距约为面层厚度的一半[27]；土基的网格密度对结果影响很小，可适当降低土基的网格密度。经过大量试算，该网格划分既保证了计算速度和精度，也便于提取数据。建立 9 块道面板的全宽模型[17]，道面板和基层层间关系采用切向的库伦摩擦方程表征，摩擦系数取值为 1.5，基层与土基完全黏结；基层和土基侧面横向设置 $x$ 方向约束，纵向设置 $y$ 方向约束；土基底部设置 $x$、$y$、$z$ 等 3 个方向的约束；传力杆和纵缝拉杆按设计资料和现行规范布置，横缝传荷系数为 0.95，纵缝传荷系数为 0.75[28]。有限元模型如图 2 所示。

对于求取路面与道面结构温度应力的模型，可采用道面板在温度梯度作用下的翘曲变形进行准确度验证。根据弹性力学基本原理，推导出道面板不受重力与其他约束时的翘曲变形计算公式为

$$\delta=\frac{\alpha L^2\Delta F}{2h}\tag{14}$$

式中：$\delta$为板内任意点的竖向变形值；$\Delta F$为板厚度方向的线性温度差；$L$为板内任意点到板中心的距离；$h$为板厚。

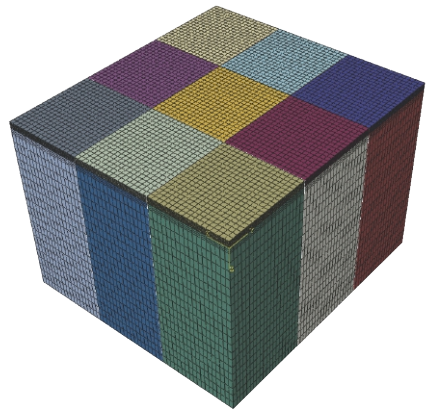


图 2 有限元模型

Fig. 2 Finite element model

由于有限元解与上述解析解相比，考虑了自重和与自重有关的约束力，当有限元中设置的道面板的自重逐渐降低时，有限元解将逼近该解析解。因此，可以用式(14)进行有限元模型的准确性检验。建立平面尺寸为 4.5 m×5 m、厚度为 0.38 m 的混凝土道面板，施加 30 ℃ 的线性温度差。将其重度从 $W$ 降低至 0.001 $W$，分别求取道面板长边中点和短边中点的翘曲变形值，与解析解对比结果如表 1 所示。随着板重度逐渐趋近于零，道面板两边中点翘曲变形值的有限元解趋近于解析解，由此可以验证模型的准确性。

**表 1 道面板边中点翘曲变形值有限元解与解析解的对比**

**Table 1 Comparison between FEM solutions and analytical solution of warping deformation at midpoint of edge of pavement slab**

| 有限元/解析解 | 板重度 | 翘曲变形值/mm | |
|---|---|---|---|
| | | 长边中点 | 短边中点 |
| 有限元解 | $W$ | 1.306 | 1.651 |
| | 0.1$W$ | 1.903 | 2.425 |
| | 0.01$W$ | 1.983 | 2.456 |
| | 0.001$W$ | 1.996 | 2.466 |
| 解析解 | | 1.998 | 2.467 |

## 1.3 算例分析

华北地区某机场飞行区等级为 4F，道面板平面尺寸为 4.5 m×5 m，厚度为 38 cm，其他参数如表 2 所示，气象参数的月平均值如表 3 所示。需要说明的是，本节算例采用的气象参数是机场气象站数据的月平均值，以月平均气象数据求得的温度应力为该月代表性气象条件下的温度应力，后续则以该温度应力作为该月的温度应力设计值参与该月疲劳损伤计算。这也是部分学者[14-15]将温度应力集成入道面疲劳损伤的处理方法。

由于温度荷载造成的道面板底最大拉应力出

表 2　机场跑道物理参数

Table 2　Physical parameters of airfield pavement

| 类型 | 厚度/m | 密度/(kg·m$^{-3}$) | 弹性模量/MPa | 泊松比 | 膨胀系数/℃$^{-1}$ | 导热系数/(J·(m·h·℃)$^{-1}$) | 比热容/(J·(kg·℃)$^{-1}$) | 太阳辐射吸收率 | 长波辐射吸收率 | 道面辐射发射率 | 天空辐射发射率 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 水泥混凝土面层 | 0.38 | 2 500 | 38 000 | 0.15 | $1\times10^{-5}$ | 8 000 | 960 | 0.76 | 0.85 | 0.63 | 0.88 |
| 水泥稳定碎石基层 | 0.4 | 2 000 | 1 500 | 0.25 | $9.8\times10^{-6}$ | 6 700 | 910 | | | | |
| 土基 | 10 | 1 800 | 90 | 0.35 | $4\times10^{-6}$ | 6 300 | 1 040 | | | | |

表 3　机场跑道月平均气象参数

Table 3　Monthly mean meteorological parameters of airfield pavement

| 月份 | 最高气温/℃ | 最低气温/℃ | 风速/(m·s$^{-1}$) | 日总辐射量/(J·m$^{-2}$) | 太阳辐射时长/h |
|---|---|---|---|---|---|
| 1月 | 7.78 | −2.22 | 3.67 | $5.34\times10^{6}$ | 8.2 |
| 2月 | 13.33 | 0.56 | 4.96 | $9.10\times10^{6}$ | 9.1 |
| 3月 | 19.44 | 5.00 | 5.34 | $1.143\times10^{7}$ | 9.4 |
| 4月 | 23.33 | 8.33 | 5.32 | $1.686\times10^{7}$ | 10.6 |
| 5月 | 31.67 | 17.22 | 5.20 | $1.730\times10^{7}$ | 11.3 |
| 6月 | 32.78 | 21.11 | 4.38 | $1.444\times10^{7}$ | 11.4 |
| 7月 | 31.67 | 21.11 | 4.04 | $1.076\times10^{7}$ | 11.4 |
| 8月 | 32.78 | 22.78 | 4.32 | $1.945\times10^{7}$ | 11.4 |
| 9月 | 30.56 | 17.78 | 3.96 | $1.176\times10^{7}$ | 11.3 |
| 10月 | 21.67 | 11.11 | 3.54 | $9.71\times10^{6}$ | 10.2 |
| 11月 | 16.11 | 5.00 | 4.41 | $8.70\times10^{6}$ | 8.9 |
| 12月 | 8.89 | −2.78 | 4.39 | $6.32\times10^{6}$ | 8.3 |

现在长边中部, 且轮载在长边处产生的应力也大于短边, 以长边板底中部的温度应力为温度应力的设计值, 得到板底中部不同月份随时刻变化的温度应力, 如图 3 所示。

可以看出, 不同月份的温度应力曲线虽然数值上略有不同, 但变化趋势是一致的。同时, 4—9 月的温度应力振幅较大, 而 10—12 月和 1—3 月的振幅较小, 其中 1 月的温度应力变化最小。这是由于该月的太阳辐照最小且大气温差最小, 道面板的热交换程度低, 板内温度变化小, 得到的温度应力变化就小。同样的, 由于有效辐射主要与道面板自身温度有关, 其他月份的温度应力也主要受太阳辐照与大气温度综合影响。

温度应力的变化曲线与气温曲线和辐射曲线之间出现较大的相位差。在 11—12 时左右, 道面板底出现最大压应力, 而在 19—20 时左右, 出现最大拉应力。主要原因是: 机场道面板厚度较大, 温度应力的滞后效应明显。例如, 谈至明和姚祖康[29]给出的简化公式为

$$\sigma_{tx}=\frac{\alpha Eh}{2}G_{mo}\alpha_h C_x r_x\cos(\omega t-\theta_x) \tag{15}$$

式中: $\sigma_{tx}$为道面板边温度应力; $G_{mo}$为 22 cm 标准厚度的日最大温度梯度; $\alpha_h$为板厚修正系数; $C_x$为翘曲温度应力系数, 与面层、基层的结构参数和层间

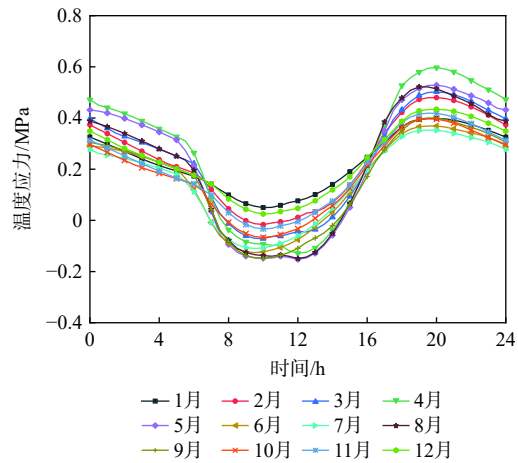



图 3　不同月份温度应力随时刻变化

Fig. 3　Temperature changes with moment in different months

接触关系等因素有关; $r_x$为内应力修正系数; $\theta_x$为规定上午 6 时 $t=0$的相位角, 与板厚$h$和翘曲温度应力系数$C_x$有关。

式(15)与其他任何相关公式、理论都明确指出, 一日之内板底温度(拉)应力最大值的出现时间与板厚有关, 且板越厚, 温度应力最大值的出现时间越晚。若以公路常见的 22 cm 板厚和常见 0.7 的翘曲温度应力系数查表[29]得$\theta_x=0.536$, 即温度应力的最大值出现在约中午 12 时, 与常规认识相符; 以本节算例机场道面 38 cm 板厚和由结构参数计算得到的 0.4 翘曲温度应力系数查表[23]得到的 $\theta_x=1.049$, 即温度应力的最大值出现在约夜间 19 时, 与图 3 结果十分接近。

## 2　轮载作用

对于特定的跑道结构, 固定机型轮载造成的应力是一定的, 并以年总的作用次数计算疲劳。为适配按月份和时刻变化的温度应力, 需要确定飞机轮载作用次数在不同月份、不同时刻的分布, 并考虑不同的机型和轮载横向分布。一般来说, 常见民用机型(空客 320 系列、波音 737 系列等)的主起落架间距大于单块机场道面板宽度, 同一块板上只有一组起落架施加荷载, 故认为飞机起降架次即为起落架对单块道面板的作用次数, 并以此作为飞机的轮载作用次数。

### 2.1　轮载作用次数的月度分布

根据中国民用航空局运输生产指标统计显示,

中国机场2017—2020年的月度起降架次如图4所示。可以看出，除2020年受新冠疫情影响导致有一定波动外，其余年份的月度起降架次变化较小。因此，可认为每月的起降架次是一致的，即月度的轮载作用次数为年作用次数的1/12。

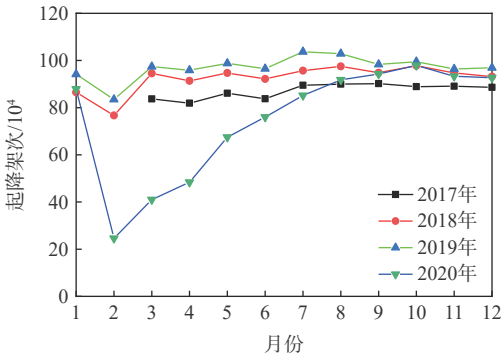



图4 航班起降架次随月份变化

Fig. 4 Flight coverage changes with months

### 2.2 轮载作用次数的时刻分布

中国旅客吞吐量前十机场的航班时刻如图5所示。中国大型机场航班起降波形基本属于早出港高峰-晚进港高峰形航班波范畴，日间运行阶段降落、起飞高峰交替出现[30]。这导致飞机起降主要集中在早9时至晚22时之间，且起降架次波动较小。

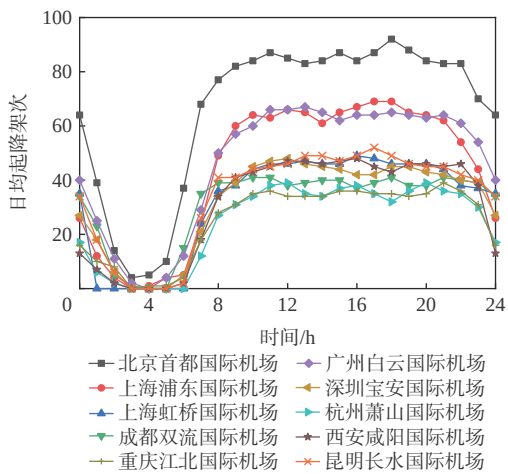



图5 航班起降波形

Fig. 5 Flight coverage waveforms

为简化计算，将大型机场的飞机起降架次与时刻的关系其简化为

$$f(t)=\begin{cases}\dfrac{9}{50}g|t-4| & 0\leqslant t<9\\ g & 9\leqslant t<23\\ \dfrac{9}{10}g & t=23\end{cases} \tag{16}$$

式中：$t$为时刻；$g=p/18.5$，$p$为机场单日航班起降次数。

### 2.3 轮载作用次数的横向分布

一般认为，飞机轮迹的横向分布可近似为正态分布，当飞机的主起落架间距大于单块道面板的宽度时，飞机轮载对靠近跑道中线的右侧第一块板的作用曲线函数表达式为

$$f(x)=\frac{1}{d_s\sqrt{2\pi}}\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x+S/2}{d_s}\right)^2} \tag{17}$$

式中：$f(x)$为飞机轮载对单块道面板的作用曲线；$x$为跑道宽度方向起落架中心到跑道中线的距离；$S$为主起落架间距；$d_s$为轮迹沿横向的标准差。

跑道左侧板的轮载作用与右侧板对称，故仅以右侧板进行分析即可。需要说明的是，该方法以起落架而非单个机轮作为研究对象，应用有限元建模和其他简化手段求取单组起落架作用于单块道面板的应力值，故只需要考虑起落架的作用次数和作用位置，而不需要计算起落架上所有机轮的轮迹覆盖作用次数或通行覆盖率。

### 2.4 轮载应力的横向分布

通过有限元建模，计算起落架作用于不同横向位置时产生的轮载应力。该方法求取的应力横向分布曲线与蔡良才等[31]的简化方法基本吻合，故采用其简化公式，即单块道面板的轮载应力分布为

$$\sigma(x)=\begin{cases}\sigma_Z-\dfrac{\sigma_Z-\sigma_H}{0.15B}x & 0\leqslant x<0.15B\\ \sigma_H & 0.15B\leqslant x<0.85B\\ \sigma_H+\dfrac{\sigma_Z-\sigma_H}{0.15B}(x-0.85B) & 0.85B\leqslant x\leqslant B\end{cases} \tag{18}$$

式中：$\sigma(x)$分别为起落架作用于横向$x$处造成的应力；$\sigma_H$、$\sigma_Z$分别为起落架作用于横向、纵向板边中点的应力；$B$为板宽。

## 3 疲劳损伤及寿命分析

### 3.1 疲劳方程

国内外常见机场道面疲劳模型的允许作用次数和应力与允许应力之比的关系如图6所示。

图6中，美国NCHRP 1-26疲劳方程以美国陆军工程兵团(COE)足尺试验和美国州际公路工作者协会(AASHO)在伊利诺伊州的试验路数据为基础，采用有限元方法计算应力，同时考虑轮载应力与温度应力。本文计算应力的方法与其是一致的，能较好地适应该疲劳方程，并采用该方程进行疲劳寿命预测，即

$$N=\begin{cases}10^{-1.713\,6e^{4.284}} & e>1.25\\ 10^{2.812\,7e^{-1.221\,4}} & e\leqslant 1.25\end{cases} \tag{19}$$

$$e=\frac{\sigma}{f_r} \tag{20}$$

式中：$N$为板50%开裂的作用次数，即允许作用次数；$f_r$为道面板弯拉强度；$\sigma$为飞机一次通行过程中

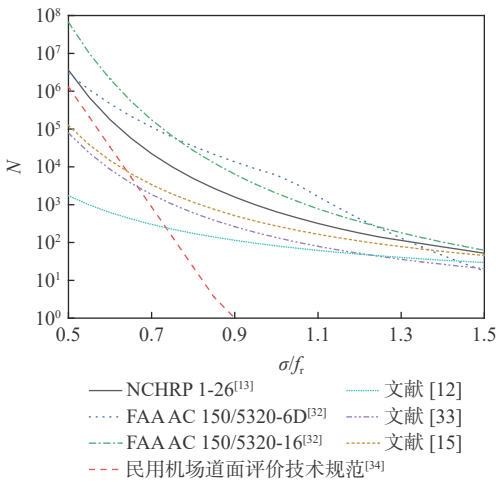



图 6　疲劳模型比较

Fig. 6　Comparison of fatigue models

板边中点最大应力, 为考虑横向分布的轮载应力与基于时间变化的温度应力之和。

### 3.2　道面剩余寿命计算模型

根据 Miner 损伤原理, 可将不同机型在不同情况下对道面的疲劳损伤值进行累加, 得到累计疲劳损伤因子$C_{\mathrm{DF}}$, 并定义当$C_{\mathrm{DF}}<1$时道面未达到疲劳损坏, $C_{\mathrm{DF}}\geqslant 1$时道面达到疲劳损坏。综合考虑机型、温度、时间、横向分布等因素的累计损伤因子如下:

$$C_{\mathrm{DF}}=\sum\frac{n_{i,j,k,l}}{N_{i,j,k,l}} \tag{21}$$

式中: $n_{i,j,k,l}$和$N_{i,j,k,l}$分别为在$i,j,k,l$条件下机场道面受到的轮载作用次数和允许作用次数; $i$为飞机类型; $j$为月份; $k$为时刻; $l$为横向位置。

由式(21)可得到机场道面运行至今的累计损伤量, 并可由最近一年内各机型造成的累计损伤量$C_{\mathrm{DF\text{-}y}}$和预测航班量增幅$d$, 采用趋势外推法预测机场道面的剩余使用寿命$p$, 则机场的剩余使用寿命与累计损伤量的关系为

$$\frac{1-C_{\mathrm{DF}}}{C_{\mathrm{DF\text{-}y}}}=\sum_{i=1}^{[p]}(1+d)^{i}+\left(p-[p]\right)(1+d)^{[p]+1} \tag{22}$$

### 3.3　算例分析

以 1.3 节华北地区某机场为例, 该机场的主要机型为空客 320 系列和波音 737 系列。根据机场提供的 2019 年该跑道的航班起降数据, 考虑起降架次、起落架构型和最大起飞重量等因素, 以 A320 和 B737-800 作为设计机型, 其起降架次分别为 19 993 架次和 43 740 架次。参考轮迹测试相关的研究成果[35], 2 种机型对应的轮迹分布函数分别为

$$f_{\mathrm{A320}}(x)=\frac{1}{1.2\sqrt{2\pi}}\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x+3.8}{1.2}\right)^{2}} \tag{23}$$

$$f_{\mathrm{B737\text{-}800}}(x)=\frac{1}{1.2\sqrt{2\pi}}\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x+2.86}{1.2}\right)^{2}} \tag{24}$$

应用有限元求取轮载应力, 结果如表 4 所示[17]。

对应的轮载应力函数按式(18)计算。将轮载应力与温度应力叠加, 代入疲劳损伤公式即可得到道面板的损伤函数。按图 7 所示计算流程, 可以得到 2019 年内造成的该跑道累计损伤量$C_{\mathrm{DF\text{-}2019}}$为 0.099 7。根据机场运行至今的飞机起降数据, 并假定飞机的主要机型比例不变, 则可得到机场跑道运营至今的累计损伤因子$C_{\mathrm{DF}}$为 0.802 5。

表 4　轮载应力计算结果[17]

Table 4　Calculated gear load stress value[17]　MPa

| 机型 | $\sigma_{\mathrm{H}}$ | $\sigma_{\mathrm{Z}}$ |
|---|---|---|
| A320 | 1.819 | 2.121 |
| B737-800 | 2.388 | 3.432 |

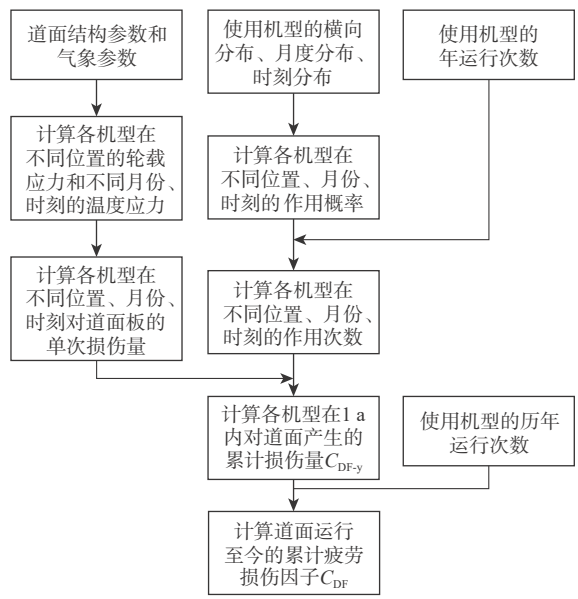



图 7　累计损伤计算流程

Fig. 7　Flow diagram of cumulative damage calculation

在该机场的跑道检测评估中, 假定每年的航空业务量增长 10%, 由钻芯取样检测和 FAARFIELD 软件预测的该机场跑道道面结构剩余使用寿命为 1.57 a; 若按照本文方法同样以 10% 的航空业务增长比例进行计算, 得到的剩余寿命为 1.74 a。同时, 鉴于该跑道病害增多、强度降低等问题, 该机场管理部门在 1 a 后对跑道进行了“白改黑”维护。本文方法的预测结果与检测结果、跑道实际运营情况十分接近, 可以佐证该方法的准确性。

## 4　结　论

1) 以传热学和气象学为理论基础的方法模拟机场道面结构温度场, 并求取温度应力。该方法规避了现有统计分析法不适用于板厚较大的道面板的问题, 可以得到任意厚度的道面板在不同气象条

件下温度应力的数值解。

2）计算得到的38 cm厚水泥混凝土道面板温度应力最大值出现在夜间。由于厚板的延迟效应明显，导致温度应力的变化曲线较大地滞后于气温和辐射曲线。在分析机场道面结构温度应力时，不宜直接采用等效温度应力，而需要考虑该因素的影响。

3）建立一种考虑了温度应力影响的道面板累计损伤分析模型。该模型可应用于既有机场水泥混凝土道面结构的剩余寿命预测评估，也可为新建大尺寸机场水泥混凝土道面结构的研究和设计提供参考。

4）该模型中的温度应力随月度、时刻等时间因素变化，轮载应力随横向位置变化。由此将该模型中的轮载作用次数按横向、月度、时刻分布，并提出大型机场轮载作用次数与时刻关系的简化公式。

## 参考文献（References）


[1] BARBER E S. Calculation of maximum pavement temperatures from weather reports[R]. Washington, D. C. : National Academy of Sciences National Research Council, 1957: 1-8.

[2] 严作人. 层状路面体系的温度场分析[J]. 同济大学学报, 1984(3): 76-85.
YAN Z R. Analysis of the temperature field in layered pavement system[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 1984(3): 76-85(in Chinese).

[3] 吴赣昌. 层状路面体系温度场分析[J]. 中国公路学报, 1992, 5(4): 17-25.
WU G C. The analysis of pavement temperature field of multi-layer system[J]. China Journal of Highway and Transport, 1992, 5(4): 17-25(in Chinese).

[4] 中交公路规划设计院有限公司. 公路水泥混凝土路面设计规范: JTG D40—2011[S]. 北京: 人民交通出版社, 2011.
China Communications Highway Planning and Design Institute Co., Ltd. Specification of cement pavement design of highway: JTG D40—2011[S]. Beijing: China Communications Press, 2011(in Chinese).

[5] 谈至明, 姚祖康, 刘伯莹. 水泥混凝土路面的温度应力分析[J]. 公路, 2002(8): 19-23.
TAN Z M, YAO Z K, LIU B Y. Analysis of thermal stresses in cement concrete pavements[J]. Highway, 2002(8): 19-23(in Chinese).

[6] 李巧生, 赵鸿铎, 凌建明. 适应大型特种飞机的机场水泥混凝土道面结构设计方法[J]. 土木工程学报, 2011, 44(1): 121-126.
LI Q S, ZHAO H D, LING J M. Method of airport concrete pavement design for large military transport aircraft[J]. China Civil Engineering Journal, 2011, 44(1): 121-126(in Chinese).

[7] CAI L C, ZHU Z Q, WU A H, et al. Cement concrete pavement design based on cumulative damage factor[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(4): 1-8.

[8] 吴爱红, 蔡良才, 顾强康, 等. 适应未来大型飞机的水泥混凝土道面设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1169-1175.
WU A H, CAI L C, GU Q K, et al. Airport concrete pavement design for large aircraft in future[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1169-1175(in Chinese).

[9] 翁兴中, 谭麦秋, 黄小明, 等. 机场水泥混凝土道面板尺寸的确定方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(6): 11-13.
WENG X Z, TAN M Q, HUANG X M, et al. Calculating method of size of large cement concrete slab[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2003, 4(6): 11-13(in Chinese).

[10] 田波, 权磊, 牛开民. 不同基层类型水泥混凝土路面温度翘曲结构试验与理论分析[J]. 中国公路学报, 2014, 27(6): 17-26.
TIAN B, QUAN L, NIU K M. Structural experiment and theoretical analysis of thermal curling in JPCP with different base types[J]. China Journal of Highway and Transport, 2014, 27(6): 17-26(in Chinese).

[11] 赵鸿铎, 马鲁宽. 基于实测数据的机场水泥道面变温效应分析[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2019, 47(12): 1764-1771.
ZHAO H D, MA L K. Investigation into effects of temperature variations on airport cement pavements based on measured data[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2019, 47(12): 1764-1771(in Chinese).

[12] FOXWORTHY P T. Concepts for the development of a non-destructive testing and evaluation system for airfield pavements [D]. Urbana-Champaign: University of Illinois at Urbana-Champaign, 1985.

[13] THOMPSON M R, BARENBERG E J. Calibrated mechanistic structural analysis procedure for pavements[R]. Washington, D. C. : National Research Council, 1992.

[14] KHAZANOVICH L, DARTER M. Lessons learned from MEPDG development: A confession of the JPCP MEPDG developers[C]// Proceedings of the 10th International Conference on Concrete Pavements. Bridgeville: International Society for Concrete Pavements, 2012: 1-16.

[15] DARTER M, KHAZANOVICH L, YU T, et al. Reliability analysis of cracking and faulting prediction in the new mechanistic-empirical pavement design procedure[J]. Transportation Research Record:Journal of the Transportation Research Board, 2005, 1936(1): 150-160.

[16] 权磊, 田波, 冯德成, 等. 水泥混凝土板硬化温度翘曲正向计算方法研究[J]. 土木工程学报, 2016, 49(4): 121-128.
QUAN L, TIAN B, FENG D C, et al. Forward calculation method to determine built-in thermal curling of concrete slabs[J]. China Civil Engineering Journal, 2016, 49(4): 121-128(in Chinese).

[17] 张献民, 李梦晓, 陈宇, 等. 机场跑道水泥混凝土道面板尺寸分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(4): 551-559.
ZHANG X M, LI M X, CHEN Y, et al. Research on size of cement concrete pavement of airport runway[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(4): 551-559(in Chinese).

[18] XU B S, ZHANG W Z, MEI J. Optimization of structure parameters of airfield jointed concrete pavements under temperature gradient and aircraft loads[J]. Advances in Materials Science and Engineering, 2019, 2019: 3251590.

[19] 宋福春, 才华, 于铃, 等. 沥青路面非线性瞬态温度场的分析[J]. 沈阳建筑工程学院学报(自然科学版), 2003(4): 264-267.
SONG F C, CAI H, YU L, et al. Analysis of nonlinear transient temperature field in asphalt pavement[J]. Journal of Shenyang Ar-

chitecture and Civil Engineering University (Natural Science), 2003(4): 264-267(in Chinese) .

[20] 孙丽娟. 考虑层间接触的半刚性基层沥青路面热应力耦合分析[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.
SUN L J. Analysis on the thermal stress of the semi-rigid base and pavement with contact model[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013(in Chinese) .

[21] EPHRATH J E, GOUDRIAAN J, MARANI A. Modelling diurnal patterns of air temperature, radiation, wind speed and relative humidity by equations from daily characteristics[J]. Agricultural Systems, 1996, 51(4): 377-393.

[22] 余卫东, 汤新海. 气温日变化过程的模拟与订正[J]. 中国农业气象, 2009, 30(1): 35-40.
YU W D, TANG X H. Simulation and modification of daily variation of air temperature[J]. Chinese Journal of Agrometeorology, 2009, 30(1): 35-40(in Chinese).

[23] ZUO G. Impacts of environmental factors on flexible pavements [D]. Knoxville: University of Tennessee, Knoxcille, 2003.

[24] 谈至明, 邹晓翎, 刘伯莹. 路面温度场的数值解及几个关键问题探讨[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2010, 38(3): 374-379.
TAN Z M, ZOU X L, LIU B Y. Numerical solution to pavement temperature fields and discussion on several key issues[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2010, 38(3): 374-379(in Chinese).

[25] 刘森元, 黄远锋. 天空有效温度的探讨[J]. 太阳能学报, 1983, 4(1): 63-68.
LIU S Y, HUANG Y F. Discussion on effective sky temperature[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 1983, 4(1): 63-68(in Chinese).

[26] 中国气象局气象信息中心气象资料室. 中国建筑热环境分析专用气象数据集[M]. 北京: 中国建筑出版社, 2005.
Meteorological Data Room of China Meteorological Administration Meteorological Information Center. Special meteorological dataset for building thermal environment analysis in China[M]. Beijing: China Architecture Press, 2005(in Chinese).

[27] 周正峰, 凌建明. 基于ABAQUS的机场刚性道面结构有限元模型[J]. 交通运输工程学报, 2009, 9(3): 39-44.
ZHOU Z F, LING J M. Finite element model of airport rigid pavement structure based on ABAQUS[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2009, 9(3): 39-44(in Chinese).

[28] 张献民, 刘小兰, 张子文. 基于振动特性的机场刚性道面传荷性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(9): 1787-1796.
ZHANG X M, LIU X L, ZHANG Z W. Rigid pavement load transfer ability of airport based on vibration characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(9): 1787-1796(in Chinese).

[29] 谈至明, 姚祖康. 非线性温度场下的水泥混凝土路面温度应力[J]. 中国公路学报, 1993, 6(4): 9-17.
TAN Z M, YAO Z K. Thermal stress in cement concrete pavements with non-linear temperature regime[J]. China Journal of Highway and Transport, 1993, 6(4): 9-17(in Chinese).

[30] 李雄, 陈晓清, 李冬宾, 等. 航班起降波形分类及特征研究[J]. 飞行力学, 2016, 34(2): 90-94.
LI X, CHEN X Q, LI D B, et al. Classification and characteristics of flights taking off and landing waveforms[J]. Fligt Dynamics, 2016, 34(2): 90-94(in Chinese).

[31] 蔡良才, 王海服, 张罗利, 等. 基于累积损伤的机场道面剩余寿命预测模型[J]. 交通运输工程学报, 2014, 14(4): 1-6.
CAI L C, WANG H F, ZHANG L L, et al. Prediction model of remaining life for airport pavement based on cumulative damage[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2014, 14(4): 1-6(in Chinese).

[32] Federal Aviation Administration. Airport pavement design and evaluation: AC 150/5320-6D[S]. Washington, D.C.: US Government Printing Office, 2004.

[33] DARTER M.Concrete slab vs beam fatigue models[C]//Proceedings of the Second International Workshop on the Theoretical Design of Concrete Pavement. Ede: Netherlands Centre for Res & Contract Standardiza, 1995.

[34] 中国民用航空局. 民用机场水泥混凝土道面设计规范: MH/T 5004—2010[S]. 北京: 人民交通出版社, 2010.
Civil Aviation Administration of China. Specifations for airport cement concrete pavement design: MH/T 5004 —2010[S]. Beijing: China Communications Press, 2010(in Chinese).

[35] 程国勇, 张扬扬, 周浩. 机场跑道轮迹测试及横向分布参数研究[J]. 公路交通科技, 2020, 37(11): 22-30.
CHENG G Y, ZHANG Y Y, ZHOU H. Study on wheel track test and lateral distribution parameters of airport runway[J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2020, 37(11): 22-30(in Chinese).

# Influence of temperature stress on fatigue damage of airfield pavement slab

ZHANG Xianmin[1,*], NIE Pengfei[1], GAO Zhibin[2], BAO Yiting[1], LI Changhui[1]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Tianjin Binhai International Airport Co., Ltd., Tianjin 300300, China)

**Abstract**: At present, temperature stress is not calculated in the design of airfield cement concrete pavement in China. The finite element model is established to simulate the temperature field of the structure and analyze the temperature stress of the slab using the case of an airport in North China, its meteorological data, and the application of heat transfer theories in road engineering and airfield engineering. The results show that there is a large lag between the atmospheric temperature curve, the radiation curve, and the temperature stress curve of the slab bottom, which leads to the maximum temperature stress occurring at 19 to 20. We may examine the cumulative damage and remaining life of the airport pavement by superimposing the temperature stress, which varies with time, and the gear stress, which varies with transverse position, and dividing the number of gear load actions according to transverse position, month, and hour. The results show that the residual life of the airfield pavement analyzed by this method is close to the prediction result of core sampling and FAARFIELD, as well as the actual continuous operation time of the pavement. This method above can be used to calculate the temperature stress of the slab with large thickness, predict and evaluate the residual life of the existing airfield pavement structure, and is a reference for the research and design of the large-size airfield pavement structure.

**Keywords**: airport engineering; cement concrete pavement slab; temperature stress; gear load action; cumulative damage; fatigue life

**Received**: 2021-12-03; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-06-09 08:48

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220607.1647.001.html

**Foundation items**: Advisory Research Project of the Chinese Academy of Engineering (2019C1-0002); Natural Science Foundation of Tianjin Education Commission (2018KJ245); Enterprise Science and Technology Commissioner Project of Tianjin Technology Innovation Fund (21YDTPJC00470)

* **Corresponding author**. E-mail: cauczxm@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0751

# 基站簇多点定位原理及性能分析

宫峰勋*，李孟然
(中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300)

**摘 要**：机场场面多点定位（MLAT）利用到达时间差（TDOA）实现目标定位。针对多点定位模式存在时延标准差大、基线较长、竖直方向精确度较差、布设难度大等问题，引入基站簇概念，提出一种多点定位基站簇布站（C-MLAT）模式，揭示基站簇定位原理及性能状态，建立C-MLAT模型。基站簇内部易于时钟精确同步，简化几何精度衰减因子（GDOP）计算，GDOP分布状态证明C-MLAT在缩短基线后通过补充站或多基站簇联合定位的方式，都可满足定位需求。利用C-MLAT建立甲、乙2类布站方式，水平方向精确度误差与竖直方向精确度误差显著降低，其中，甲、乙2类C-MLAT将水平方向精确度误差分别提高到1.76 m和1.69 m，竖直方向精确度误差分别降低约26%和36%，验证了C-MLAT定位具有更佳的性能和应用优势。

**关 键 词**：多点定位；几何精度衰减因子；竖直精确度因子；基站簇；误差分析
**中图分类号**：V247; TN97
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2567-12

现有多点定位(multilateration, MLAT)系统布站研究多集中于盲区覆盖和精度提升领域[1-5]，对基线长度变化可能带来的影响考虑较少。采用基站簇布站可以很大程度上减小站间基线的长度，且基站簇布站具有无时钟同步误差、结构简单、定位精度高等优点，缺点是定位跟踪范围较小，但可以通过增加基站的数目来扩大范围[6]。20世纪50年代，针对舰船对水下目标的定位需求，美国海军提出短基线定位概念，即采用3个及以上的信号接收装置构成1个基站簇定位方式，利用信号在接收装置与目标之间的传播时间差估计目标方位和距离信息，推算目标位置，基线长度一般约为几十米。受限于器件和信号处理技术，短基线定位大多采用低频信号，只能应用于水下定位，范围仅为4.57～76.3 m，工作频率为250 kHz，数据更新速率长达数十秒。2002年后，短基线定位原理拓展到地面目标和空中目标定位，文献[7-8]提出基于短基线定位原理，利用地震动信号到达时间差(time difference of arrival, TDOA)构建炮弹落点位置的定位方法。2004年，Rodger等[9]提出利用雷电辐射信号达到子站的时间差和群到达时间法，获得雷电时空分布和强度等特征。

针对基站分散式布局带来的诸多问题，本文将短基线定位原理拓展至场面多点定位，提出一种多点定位基站簇布站(base station cluster layout of multilateration, C-MLAT)方法，有效提升场面多点定位精确度，减小布站空间等问题。在不增加机载设备的情况下，利用S模式信号实现高精确度定位，有效提高山地、峡谷、海上等特殊地形机场的场面监视能力。C-MLAT系统和现有MLAT系统配合，实现了机场内特殊区域的高精确度定位。理论分析与仿真实验表明，利用补充基站配合或多基站簇联合定位的方案，既不影响定位覆盖范围，又可提升场面定位水平和竖直方向的精确度。

## 1 C-MLAT定位原理

### 1.1 站间最小TDOA估计的克拉美罗界

建立C-MLAT模型，须预先了解采用间接定位

收稿日期：2021-12-13；录用日期：2022-01-25；网络出版时间：2022-03-09 10:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1422.005.html
基金项目：科技部重点研发计划 (2018YFC0809500)
*通信作者. E-mail：fxgong@cauc.edu.cn

引用格式：宫峰勋，李孟然. 基站簇多点定位原理及性能分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2567-2578.
GONG F X，LI M R. Principle and performance analysis of base station cluster location[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2567-2578 (in Chinese).

方式时，2个基站之间时延估计的理论最小值。推导求出双路带噪声信号TDOA的标准差形式的克拉美罗下界为[10]

$$L_{\mathrm{TDOA}}=\frac{1}{\beta\sqrt{B_{\mathrm{n}}T\gamma}} \tag{1}$$

式中：$L_{\mathrm{TDOA}}$为噪声信号TDOA的标准差形式的克拉美罗下界；$T$为接收信号的时间长度；$B_{\mathrm{n}}$为接收信号的噪声带宽；$\gamma$为两路输入信号的等效信噪比。

$$\frac{1}{\gamma}=\frac{1}{2}\left(\frac{1}{\gamma_1}+\frac{1}{\gamma_2}+\frac{1}{\gamma_1\gamma_2}\right) \tag{2}$$

式中：$\gamma_1$为第1路信号的输出信噪比；$\gamma_2$为第2路信号的输出信噪比。

$$\beta=2\pi\left(\frac{\int_{-\infty}^{\infty}f^2P_{\mathrm{s}}(f)\mathrm{d}f}{\int_{-\infty}^{\infty}f^2\mathrm{d}f}\right)^{1/2} \tag{3}$$

式中：$f$为输入信号的频率；$P_{\mathrm{s}}(f)$为输入信号的功率谱密度。

当信号频谱近似为矩形且信号功率近似认定为恒定时，$\beta$可以约等于

$$\beta=\frac{\pi}{\sqrt{3}}B\approx 1.8B \tag{4}$$

式中：$B$为接收信号的带宽。

因此，式(1)中的克拉美罗下界可以近似为

$$L_{\mathrm{TDOA}}=\frac{0.55}{B\sqrt{B_{\mathrm{n}}T\gamma}} \tag{5}$$

信号带宽已经固定，因此，式(5)中自变量只有噪声带宽$B_{\mathrm{n}}$、接收信号时间长度$T$和等效信噪比$\gamma$。采用控制变量法分析3个自变量对TDOA标准差的影响，结果如图1所示。

如图1所示，增大任何一个变量都会减小TDOA标准差的值，接收信号时间长度前期改善较为明显，后期逐渐放缓。噪声带宽即接收机带宽，对TDOA标准差的改善程度最小。

如图1(d)所示，在接收机带宽为20 MHz时，同时改变接收信号时间长度和等效信噪比，最小TDOA标准差可以减小到0.64 ns，系统正常工作情况($\gamma$=15 dB，$T$=120 μs)时为1.42 ns，最大误差可达7 ns。因此，后续C-MLAT系统中的TDOA标准差均采用1.5 ns。

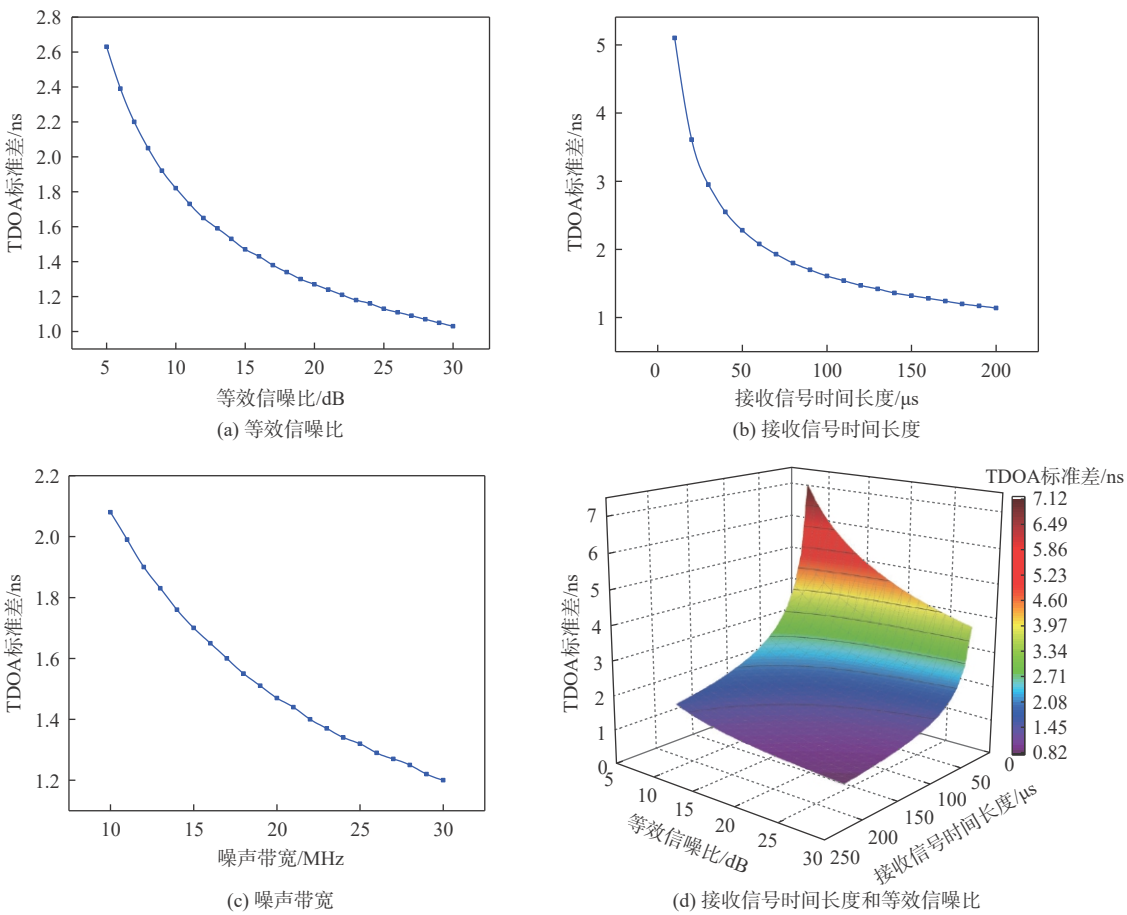



图1 TDOA标准差变化状态

Fig. 1 Change state of standard deviation of time difference of arrival

## 1.2 基站簇模型

图2为基站簇定位模型。该模型由5个信号接收基站构成，其中，4个基站处于同一高度层，呈正方形分布，第5个基站高度高于其他4个基站，且

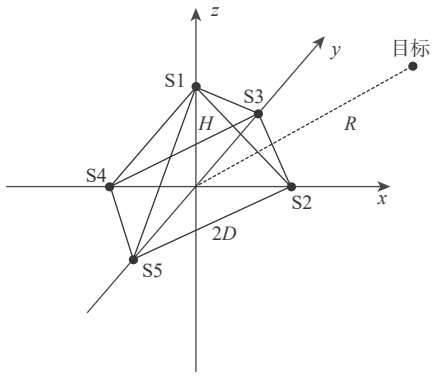



图 2　C-MLAT 定位模型

Fig. 2　C-MLAT positioning model

在空间上成等距离安装。

设基线长度为 2$D$, S1 基站高度为 $H$, 则 5 个基站的坐标分别为$(0,0,R)$, $(D,0,0)$, $(0,D,0)$, $(-D,0,0)$, $(0,-D,0)$。目标位置为$(x,y,z)$, 方位角和俯仰角分别为$\theta$和$\varphi$, 到原点的距离为 $R$。目标距离 S1 基站的距离为$R_1$, 目标发出信号达到 S2、S3、S4、S5 基站与到达 S1 基站的路程差分别为$R_{12}$、$R_{13}$、$R_{14}$、$R_{15}$。目标信号到达 S1 基站与到达 S2、S3、S4、S5 基站的 TDOA 分别为$t_{12}$、$t_{13}$、$t_{14}$、$t_{15}$, 电磁波速度为 $c$。可得如下方程组[11-12]:

$$\begin{cases} x^2+y^2+z^2=R^2 \\ x^2+y^2+(z-H)^2=R_1^2 \\ (x-D)^2+y^2+z^2=(R_1+R_{12})^2 \\ x^2+(y-D)^2+z^2=(R_1+R_{13})^2 \\ (x+D)^2+y^2+z^2=(R_1+R_{14})^2 \\ x^2+(y+D)^2+z^2=(R_1+R_{15})^2 \end{cases} \tag{6}$$

则目标的角度和距离为

$$\begin{cases} \theta=\arctan\left(\dfrac{t_{15}-t_{13}}{t_{14}-t_{12}}\right) \\ \varphi=\arctan\left(-\dfrac{2R\sqrt{(t_{12}-t_{14})^2+(t_{13}-t_{15})^2}}{D(t_{12}+t_{13}+t_{14}+t_{15})}\right) \\ R=\dfrac{t_{13}-t_{12}+t_{15}-t_{14}}{2(t_{12}-t_{13}+t_{14}-t_{15})} \end{cases} \tag{7}$$

此即为目标所在空间坐标位置。

## 1.3　基站簇误差分析

### 1.3.1　角度误差分析

根据误差理论, 假设目标信号到达每个基站的时延标准差都相同且为$\sigma_t$, 则方位角误差为[10]

$$\sigma_\theta=\sigma_t\sqrt{\left(\frac{\partial\theta}{\partial t_{12}}\right)^2+\left(\frac{\partial\theta}{\partial t_{13}}\right)^2+\left(\frac{\partial\theta}{\partial t_{14}}\right)^2+\left(\frac{\partial\theta}{\partial t_{15}}\right)^2} \tag{8}$$

$$\sigma_\theta=\frac{\sqrt{2}\sigma_t}{1+\tan^2\theta}\sqrt{\frac{(t_{14}-t_{12})^2-(t_{15}-t_{13})^2}{(t_{14}-t_{12})^4}}\approx\frac{\sqrt{2}c}{2D\sin\varphi}\sigma_t \tag{9}$$

同理, 可得俯仰角误差为

$$\sigma_\varphi=\frac{\sqrt{2}c}{2H\sin\varphi}\sigma_t \tag{10}$$

利用 Python 分析时延标准差$\sigma_t$、俯仰角$\varphi$、基线长度 $D$、S1 基站高度 $H$ 等参数变化对目标方位角、俯仰角的影响, 结果如图 3 所示。

如图 3(a) 所示, 对于基站簇, 随着时延标准差的增加, 方位角误差逐步增大, 且目标俯仰角越小, 方位角误差增加越明显, 俯仰角大于 20°后误差急剧增加, 但总体方位角误差小于 0.5°。

如图 3(b) 所示, 基线长度减小, 导致方位角误差增加。相比于俯仰角增加带来的误差, 基线长度缩短带来的误差更大, 且基线长度小于 200 m 后, 低空目标的定位误差将快速增加。

如图 3(c) 所示, 俯仰角误差随时延标准差的增加和俯仰角度数的减小而增加, 俯仰角大于 20°时, 时延标准差对俯仰角误差影响较小, 反之随着时延标准差的增加, 俯仰角误差急剧增大, 误差达到数十度。

如图 3(d) 所示, 随着 S1 基站高度的增加, 俯仰角误差减小, 这种变化在俯仰角低于 20°后非常明显, 说明 S1 基站的高度对目标竖直方向上的定位精度影响较大, 增加 S1 基站的高度有助于改善目标高度的解算精确度。

综合可知, 采用“一高四平”基站簇方式布局可以改善多点定位在竖直方向上的定位误差。

### 1.3.2　距离误差分析

时延标准差带来的角度误差, 将同时影响平面定位上的定位精确度$\sigma_d$。

$$\sigma_d=\sqrt{R^2\sin^2\sigma_\theta(\sin^2\sigma_\varphi+\cos^2\sigma_\varphi)}=R\sin\sigma_\theta \tag{11}$$

仿真条件为: 时延标准差 5 ns; 俯仰角 25°; S1 基站高度 10 m; 基线长度 300 m。

如图 4 所示, 随着目标距离的增加, 相同的时延标准差将会带来更大的定位误差, 说明基站簇定位只能在一定范围内实现高精度定位。

时延标准差是影响基站簇定位覆盖范围的重要因素。以平面定位误差 10 m 为界限, 仿真时延标准差和定位距离的关系。

仿真条件为: 时延标准差 10 ns; 俯仰角 25°; S1 基站高度 10 m; 基线长度 300 m。

如图 5 所示, 随着时延标准差的增加, 定位距离逐渐减小。时延标准差小于 2.5 ns 后, 每减小 1 ns, 就可以极大提升定位距离。因此, 缩短基线的本质是为了减小时延标准差。

C-MLAT 定位中基站信号直接被算法利用, 提取时延标准差, 这种方式的突出优点在于基站无需

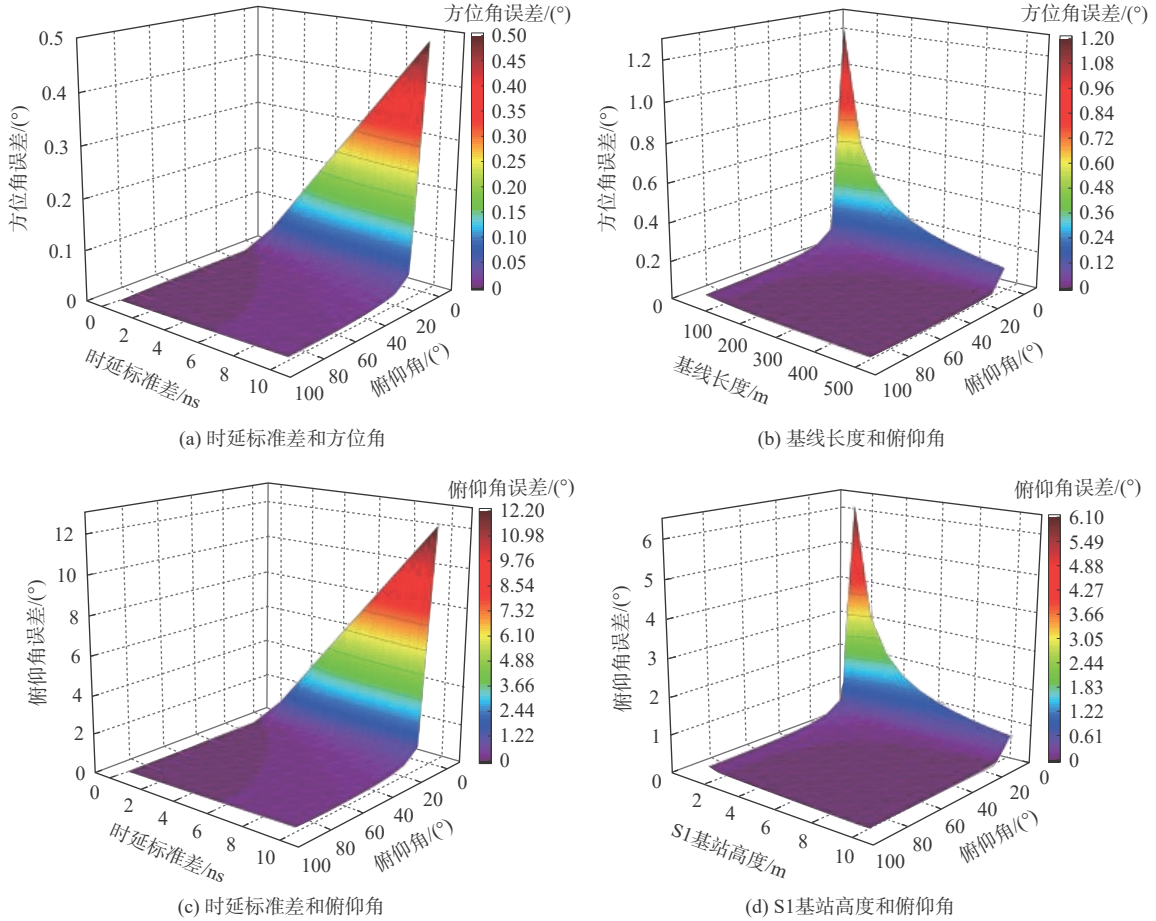



图 3 C-MLAT 状态参数对目标坐标的影响

Fig. 3 Influence of C-MLAT state parameters on target angular coordinates

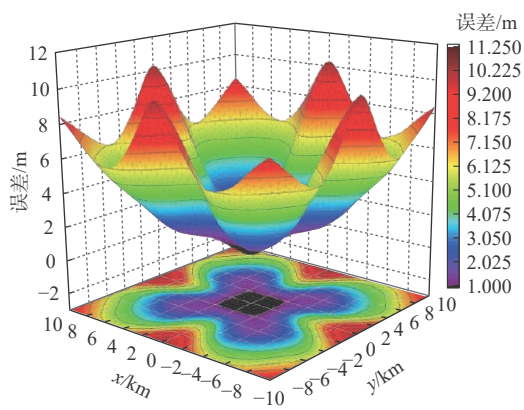



图 4 目标距离与定位精确度的关系

Fig. 4 Relationship between target distance and positioning accuracy

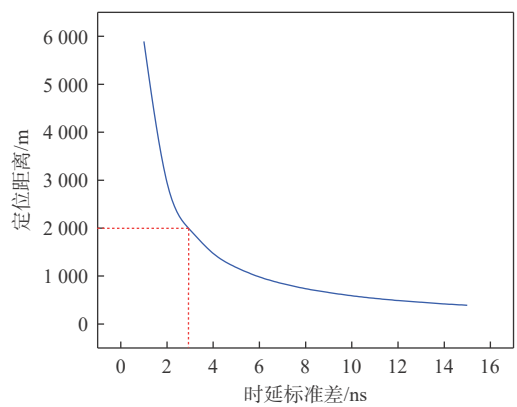



图 5 时延标准差与定位距离的关系

Fig. 5 Relation between time delays standard deviation and positioning range

进行到达时间(time of arrival, TOA)估计,也就不存在基站间的时钟误差、传输误差和 TOA 估计误差,从而大幅度降低了时间测量误差,提高了系统定位精确度。采用广义互相关(generalized cross correlation, GCC)算法提取基站间的时延估计[11]。

$$T_{12}(n)=\frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty}H_{12}(\omega)G_{12}(\omega)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\omega n}\mathrm{d}\omega \tag{12}$$

式中:$T_{12}(n)$为 2 个基站信号的互相关函数;$H_{12}(\omega)=\dfrac{|G_{12}(\omega)|}{G_{11}(\omega)G_{22}(\omega)}$为加权函数,$G_{11}(\omega)$、$G_{22}(\omega)$分别为 2 个基站的自功率谱密度;$G_{12}(\omega)$为 2 个基站信号的互功率谱密度;$\omega$为信号的角频率。

根据仿真和文献[13-18]得知,C-MLAT 定位利用 GCC 算法估计 TOA 误差要远小于 MLAT 直接估计 TOA 所产生的时间误差,当输入信号信噪比

不同时, 时间估计误差变化状态如图 5 所示。

采用基站簇的方式进行定位可以明显提升站间 TDOA 的估计精确度, 提高系统覆盖范围内的定位精确度。

## 2　C-MLAT 定位理论性能分析

基线缩短使覆盖区域减小, 但可以缩小时延标准差, 最终影响定位性能。多基站定位系统常采用的位置解算算法为经典的 TDOA 算法[19-21], 本文采用 TDOA 算法中精确度较高的 Taylor 算法, 其基本原理是: 假设定位目标初始位置为$P_0(x_0,y_0,z_0)$, 并将信号到达第 $i$ 个基站与第 1 个基站的距离差$R_{i1}$所在处进行 Taylor 展开, 得到

$$R_{i1}=R_i-R_1+\Delta x\left(\frac{x_0-x_i}{R_i}-\frac{x_0-x_1}{R_1}\right)+\Delta y\left(\frac{y_0-y_i}{R_i}-\frac{y_0-y_1}{R_1}\right)+\Delta z\left(\frac{z_0-z_i}{R_i}-\frac{z_0-z_1}{R_1}\right) \tag{13}$$

从而求出位置估计误差$\delta$, 用于修正下次迭代的位置初始值, 直到位置估计误差小于设定门限。

对比某个系统定位性能最常用的参数为几何精度衰减因子(geometric dilution of precision, GDOP), 其反映系统定位误差对测距误差的放大程度[17-18]。对于短基线和 MLAT 系统来说, 系统测量误差和站址误差是影响 GDOP 的主要参数。

式 (8) 两边微分得

$$\mathrm{d}R_{i1}=(C_{x_i}-C_{x_1})\mathrm{d}x+(C_{y_i}-C_{y_1})\mathrm{d}y+(C_{z_i}-C_{z_1})\mathrm{d}z \tag{14}$$

式中: $C_{x_i}=(x-x_i)/R_i, C_{y_i}=(y-y_i)/R_i, C_{z_i}=(z-z_i)/R_i$, 则$C_{s_i}=C_{x_i}\mathrm{d}x_i+C_{y_i}\mathrm{d}y_i+C_{z_i}\mathrm{d}z_i$表示第 $i$ 个基站的站址误差。

设 $\mathrm{d}\boldsymbol{R}=(R_{21},R_{31},\cdots,R_{M1})^{\mathrm{T}}$为系统测量误差, $\mathrm{d}\boldsymbol{P}=(\mathrm{d}x,\mathrm{d}y,\mathrm{d}z_i)^{\mathrm{T}}$为系统定位误差, $\mathrm{d}\boldsymbol{C}=(C_{s_1}-C_{s_2},C_{s_1}-C_{s_3},\cdots,C_{s_1}-C_{s_M})^{\mathrm{T}}$为基站站址误差。其中, 定位误差可表示为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{P}=(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}*\boldsymbol{G})^{-1}*\boldsymbol{G}*(\mathrm{d}\boldsymbol{R}-\mathrm{d}\boldsymbol{C}) \tag{15}$$

式中:

$$\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}\frac{x-x_2}{R_2}-\frac{x-x_1}{R_1} & \frac{y-y_2}{R_2}-\frac{y-y_1}{R_1} & \frac{z-z_2}{R_2}-\frac{z-z_1}{R_1}\\ \frac{x-x_3}{R_3}-\frac{x-x_1}{R_1} & \frac{y-y_3}{R_3}-\frac{y-y_1}{R_1} & \frac{z-z_3}{R_3}-\frac{z-z_1}{R_1}\\ \vdots & \vdots & \vdots\\ \frac{x-x_M}{R_M}-\frac{x-x_1}{R_1} & \frac{y-y_M}{R_M}-\frac{y-y_1}{R_1} & \frac{z-z_M}{R_M}-\frac{z-z_1}{R_1}\end{bmatrix}$$

对于采用 Taylor 算法的 MLAT 系统而言, GDOP 值为

$$G_{\mathrm{MLAT}}=c^2\mathrm{d}\boldsymbol{P}^2(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G})^{-1} \tag{16}$$

如图 6 所示, C-MLAT 时间估计误差明显小于 MLAT, 且 C-MLAT 基站间距离短, 可视 GNSS 卫星数量、编号完全一致, 故可视作站址误差相同。因此, C-MLAT 的 GDOP 可以简化为[21]

$$G_{\text{C-MLAT}}=\sqrt{\mathrm{tr}(c^2\mathrm{d}\boldsymbol{P}^2(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G})^{-1})} \tag{17}$$

可得

$$G_{\text{C-MLAT}}<G_{\mathrm{MLAT}} \tag{18}$$

可见, 在各自对应的定位覆盖范围内, C-MLAT 定位性能在覆盖范围内优于 MLAT 定位。

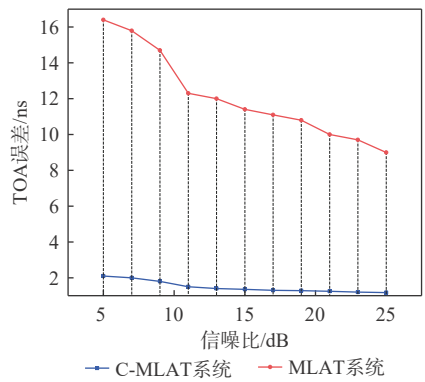



图 6　TOA 误差与信噪比关系

Fig. 6　Relationship between TOA error and signal-noise ratio

仿真条件为: C-MLAT 覆盖区域取为 10 km×10 km, TOA 测量误差为 1.5 ns, 无站址误差, 基线长度 100 m。

如图 7 所示, 星形布站的覆盖率最高, 基站周围 GDOP 值较小, 定位性能较好; 菱形布站覆盖范围次高, 长轴沿线定位精度较高, 可用于下滑道对飞机的监控; 倒三角形布站存在较大盲区, 沿三角形底边方向上的定位性能明显优于沿垂线方向; 方形布站覆盖范围呈现花瓣状, 越靠近基站定位性能越好, 但各区域的定位性能分布不均。

单一基站簇覆盖范围较小, 无法单独使用, 因此, 本文提出 2 种改进方式: ①在数公里外额外增设 $N$ 个补充基站; ②$N$ 个基站簇联合定位。本文简记 2 种方式分别为甲类和乙类布站方式。

甲类仿真条件为: 甲类 C-MLAT 覆盖区域为10 km×10 km, TOA 测量误差为 1.5 ns, 无站址误差, 基线长度 100 m, 2 km 外增设 $N$ 个基站。

乙类仿真条件为: 乙类 C-MLAT 覆盖区域为10 km×10 km, TOA 测量误差为 1.5 ns, 无站址误差, 基线长度 100 m, $N$ 个基站簇联合定位, 基站簇中心相距 2 km。

如图 8 和图 9 所示, 甲、乙 2 类 C-MLAT 的覆盖范围相比单个基站簇都有明显提升, 覆盖范围内

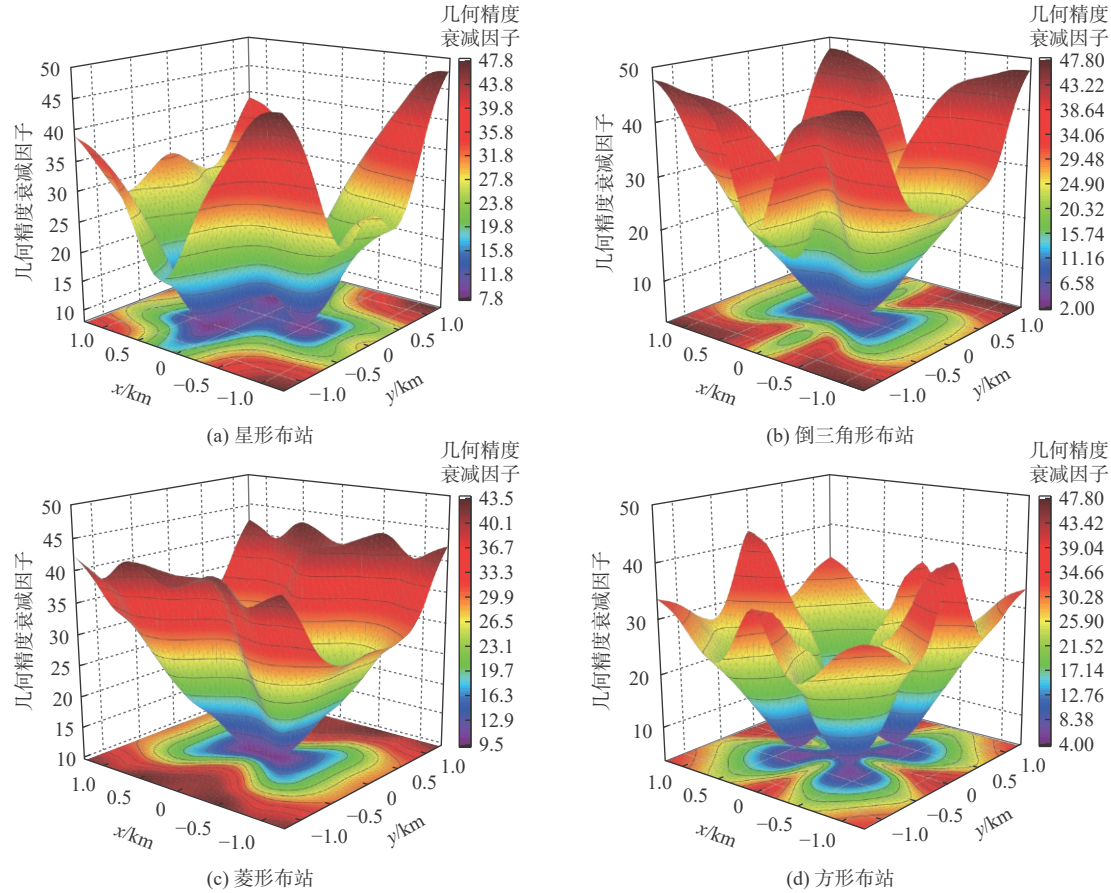



图 7 C-MLAT 的 GDOP

Fig. 7 GDOP of C-MLAT

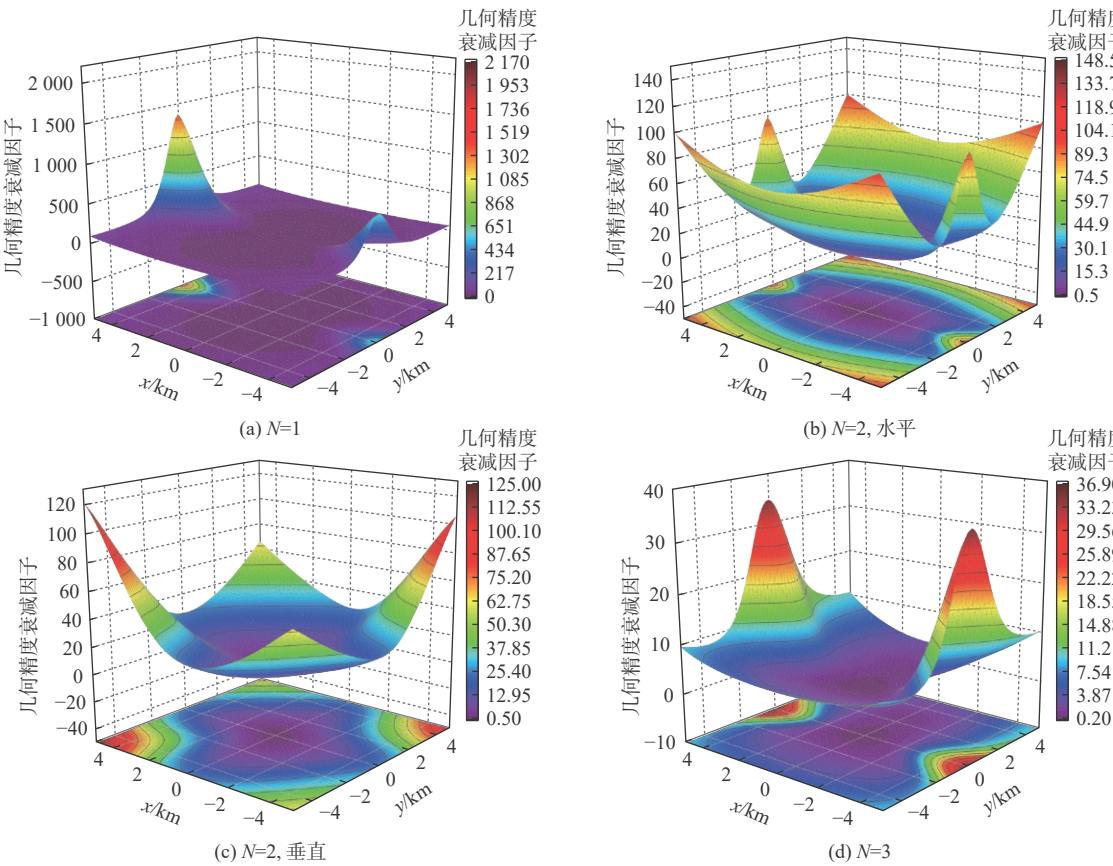
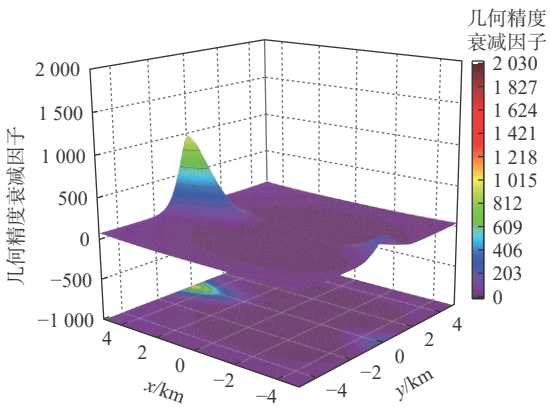



图 8 甲类 C-MLAT 的 GDOP

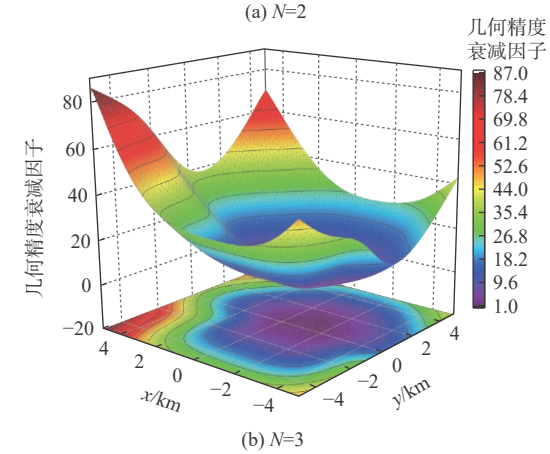
Fig. 8 GDOP of class A C-MLAT

的定位等高线变化较为平稳, 出现了适合定位使用的“平原”区域。

如表 1 所示, 除了甲类 C-MLAT 中 $N$=1 时的 GDOP 高于 MLAT 系统外, 其余布站方式的定位精确度均优于 MLAT。随着 $N$ 值的增加, 2 类布站方式的覆盖范围和定位精确度同步提高, 相比之下, 甲类 C-MLAT 在 $N$=2 时垂直布站的性能要优于水平布站方式。乙类双基站簇的定位性能已经等同于传统 MLAT 系统。




(a) $N$=2




(b) $N$=3

图 9　乙类 C-MLAT 的 GDOP

Fig. 9　GDOP of class B C-MLAT

**表 1　甲、乙 2 类 C-MLAT 的 GDOP 对比**

**Table 1　Comparative of GDOP between class A C-MLAT and class B C-MLAT**

| 布站方式 | GDOP均值 |
|---|---|
| MLAT | 53.21 |
| 甲类C-MLAT($N$=1) | 73.53 |
| 甲类C-MLAT($N$=2, 水平) | 38.69 |
| 甲类C-MLAT($N$=2, 垂直) | 28.52 |
| 甲类C-MLAT($N$=3) | 6.23 |
| 乙类C-MLAT($N$=2) | 48.39 |
| 乙类C-MLAT($N$=3) | 23.88 |

## 3　C-MLAT 定位仿真性能分析

分析 C-MLAT 系统工作性能之前, 本文给出了系统的基本技术指标, 如表 2 所示。

**表 2　C-MLAT 系统的技术指标**

**Table 2　Technical indexes of C-MLAT system**

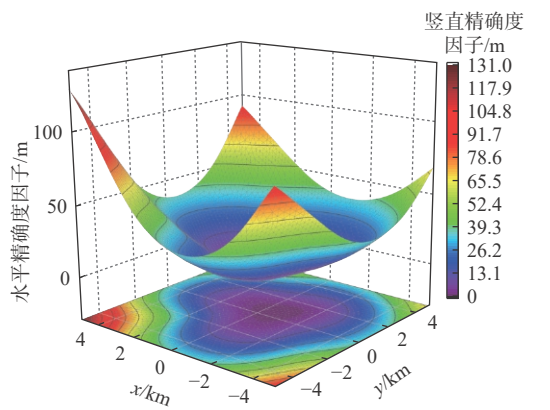
| 技术指标 | 性能 |
|---|---|
| 工作频率/MHz | 1 090 ± 3 |
| 工作信号模式 | S模式 |
| 接收机灵敏度/dBm | −90 |
| 最大跟踪数量 | 500 |
| 基站簇内时间误差/ns | <2 |
| 基站簇间时间误差/ns | <10 |
| 覆盖范围 | 依赖基站簇和补充站的数量 |
| 定位精确度/m | 终端区: <7.5, 其他: <20 |

### 3.1　甲、乙 2 类基站簇仿真定位性能分析

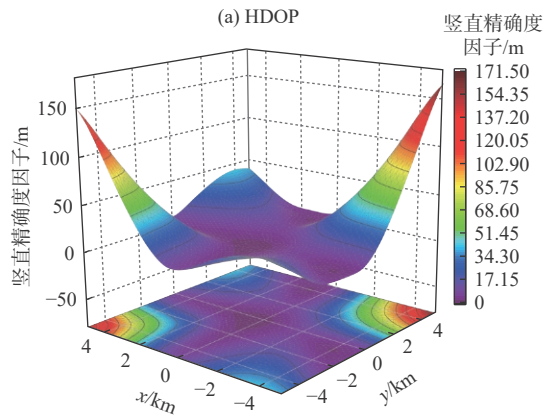
本节从水平精确度因子(horizontal dilution of precision, HDOP)和竖直精确度因子(vertical dilution of precision, VDOP)2 方面分析基于甲、乙 2 类集群的 C-MLAT 性能。

甲类 C-MLAT 仿真条件为: C-MLAT 区域选取为 10 km×10 km, 系统 TOA 测量误差服从 $N(1.5, 0.5^2)$ 分布, 无站址误差, 基站簇基线长度 100 m, 2 km 外增设 2 个基站, 连线呈现垂直关系。

如图 10 和表 3 所示, 甲类 C-MLAT 的较高定位精确度主要分布在中心区域, HDOP 和 VDOP 都低于 MLAT, 其中, VDOP 的改善程度大于 HDOP。




(a) HDOP




(b) VDOP

图 10　甲类 C-MLAT 的 HDOP 和 VDOP

Fig. 10　HDOP and VDOP of class A C-MLAT

**表3 甲类C-MLAT和MLAT的VDOP和HDOP对比**
**Table 3 Comparative of VDOP and HDOP between class A C-MLAT and MLAT** m

| 布站方式 | HDOP均值 | VDOP均值 |
|---|---|---|
| MLAT | 43.56 | 36.75 |
| 甲类C-MLAT($N$=2, 垂直) | 32.32 | 26.91 |

乙类C-MLAT仿真条件为：C-MLAT区域选取为10 km×10 km，系统TOA测量误差服从$N(1.5,0.5^2)$分布，无站址误差，基站簇基线长度100 m，2个基站簇联合定位。

如图11和表4所示，乙类C-MLAT的等高线分布十分平缓，只在$x$轴两端出现较大幅度起伏。双基站簇的乙类C-MLAT对HDOP的改善程度不大，VDOP的改善较为明显。

利用平滑滤波算法，重新计算甲、乙2类C-MLAT的HDOP和VDOP，结果如表5所示。可见，乙类C-MLAT的实际定位性能，在水平方向与甲类C-MLAT相似，在竖直方向高于甲类C-MLAT。

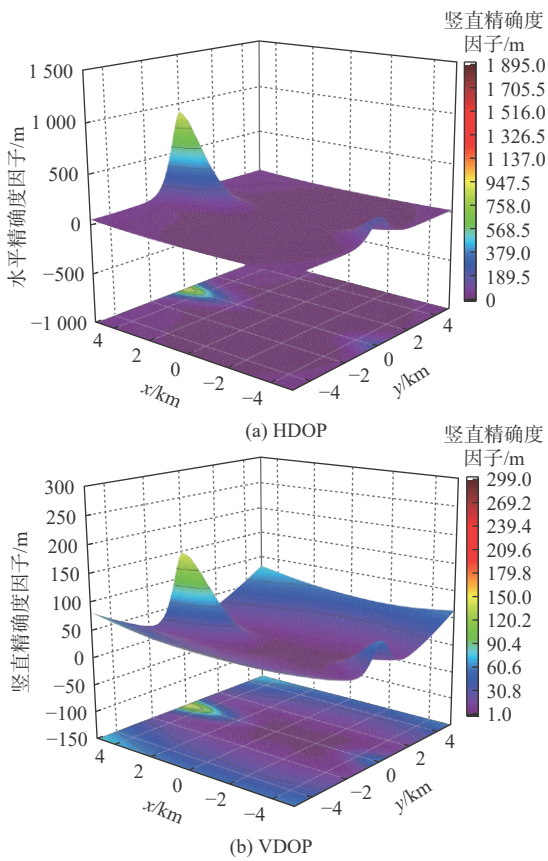



图11 乙类C-MLAT的HDOP和VDOP

Fig. 11 HDOP and VDOP of class B C-MLAT

**表4 乙类C-MLAT和MLAT的VDOP和HDOP对比**
**Table 4 Comparative of VDOP and HDOP between class B C-MLAT and MLAT** m

| 布站方式 | HDOP均值 | VDOP均值 |
|---|---|---|
| MLAT | 43.56 | 36.75 |
| 乙类C-MLAT($N$=2) | 39.14 | 30.61 |

**表5 甲、乙2类C-MLAT的VDOP和HDOP对比**
**Table 5 Comparative of VDOP and HDOP between class A C-MLAT and class B C-MLAT** m

| 布站方式 | HDOP均值 | VDOP均值 |
|---|---|---|
| 甲类C-MLAT($N$=2, 垂直) | 30.52 | 25.55 |
| 乙类C-MLAT($N$=2) | 29.38 | 23.49 |

### 3.2 C-MLAT基线长度分析

基线长度变化对C-MLAT与多点定位的定位性能均有影响。以基站采用星形布局为例，按照国际民航组织规定多点定位系统定位精确度不能低于7.5 m为界限。

仿真条件为：单一基站簇TOA测量误差服从$N(1.5,1^2)$分布，无站址误差；多点定位的TOA测量误差10 ns，站址误差1.5 m。

如图12(a)所示，随着基线长度的增加，2种定位覆盖范围均随之增大。多点定位模式在基线低于1 km后无法定位，C-MLAT模式在基线长度缩短到约100 m时仍可以定位，但覆盖范围呈现断崖式下降。基线长度超过4 km时，C-MLAT覆盖范围已经等同于多点定位模式。

如图12(b)所示，对于基线长度在数百米范围

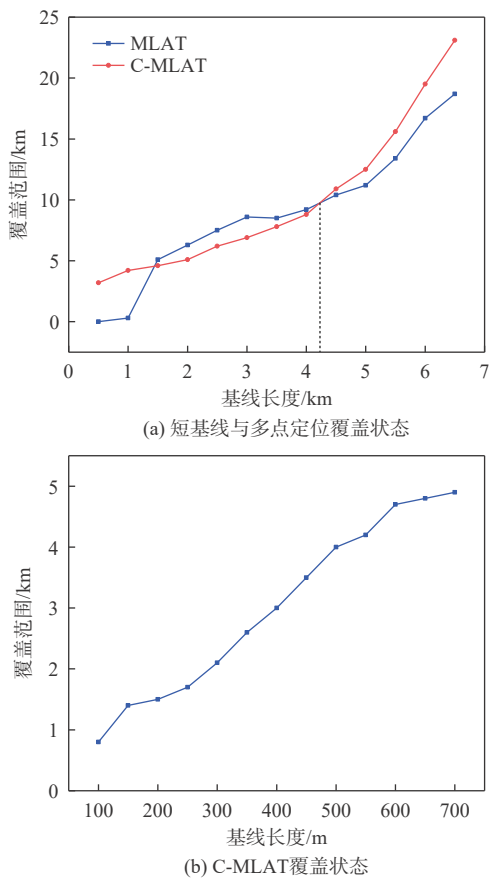



图12 定位覆盖与基线长度的关系

Fig. 12 Relationship between coverage and baseline length

内的 C-MLAT, 随着基线长度增大, 覆盖范围逐步增加, 虽然最终只能覆盖数公里范围, 但可填补因基线过短而导致的多点定位模式定位盲区。

为增加 C-MLAT 系统的覆盖范围, 可以在基站簇之外数公里处增设一个补充基站。

仿真条件为: 甲类 C-MLAT 的 TOA 测量误差服从 $N(1.5,1^2)$分布, 无站址误差; 多点定位的 TOA 测量误差 10 ns, 站址误差 1.5 m。补充基站分别位于基站簇东 400～3 000 m 处。

如图 13(a) 所示, 随着补充基站距离基站簇的距离越远, 覆盖范围逐渐增加, 越往后覆盖范围增加逐渐放缓, 直到不再增加。

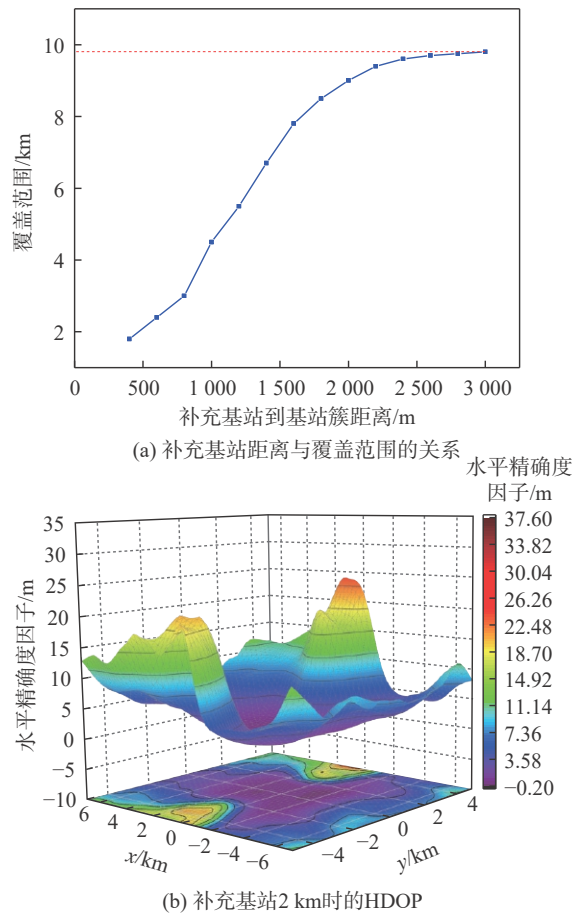
### 3.3　C-MLAT 实际应用仿真分析

以西宁曹家堡国际机场为实例, 进一步验证基于乙类 C-MLAT 原理与性能。西宁曹家堡国际机场位于 2 个山谷之间, 靠近北边山脉建设, 机场区域长宽为 $N(1.5,0.5^2)$。这种位于狭窄地域的山区中小型机场安装二次雷达的效益不高。安装 MLAT 系统, 基线过长则安装困难且成本高, 基线过短则严重影响定位效果。因此, C-MLAT 模式更加适合于此类机场。

图 14 为拟设于西宁曹家堡国际机场的 MLAT 基站布局, 以及基于乙类 C-MLAT 布局。考虑机场地理环境并结合图 7 所示仿真结果, 乙类 C-MLAT 的 3 个基站簇采用不同布站方式, 图 14 中基站簇 1 和 3 分别采用星形、菱形和倒三角形布站方式。仿真时不考虑实际条件下的地理条件和建筑物影响。

仿真条件为: 乙类 C-MLAT 的 TOA 测量误差服从 $N(1.5,0.5^2)$分布, 无站址误差; MLAT 系统时间测量误差 10 ns, 站址误差 1.5 m, 基线长度 2～5 km。两者都不考虑建筑物遮挡。

如图 15(a) 所示, 采用矩形布站的 MLAT 系统可以完全覆盖西宁曹家堡国际机场的场面区域, 且




(a) 补充基站距离与覆盖范围的关系

(b) 补充基站2 km时的HDOP

图 13　补充基站与覆盖范围的关系

Fig. 13　Relationship between supplementary base stations and coverage

定位精确度符合国际民航组织规定的 7.5 m, 沿跑道方向定位精度最高, 跑道两边定位精确度逐渐降低, 场面水平位置平均定位精确度为 3.87 m。

如图 15(b) 所示, 相比与传统的 MLAT, 乙类 C-MLAT 具有更加灵活的布站方式, 在提高场面定位精确度的同时平缓等高线, 提高系统的有效定位面积。乙类 C-MLAT 使场面水平位置平均定位精确度提高到 1.69 m。

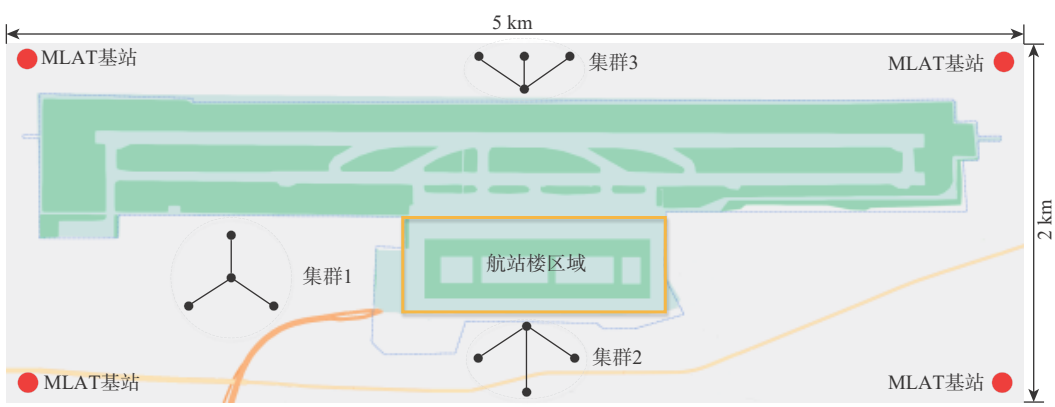


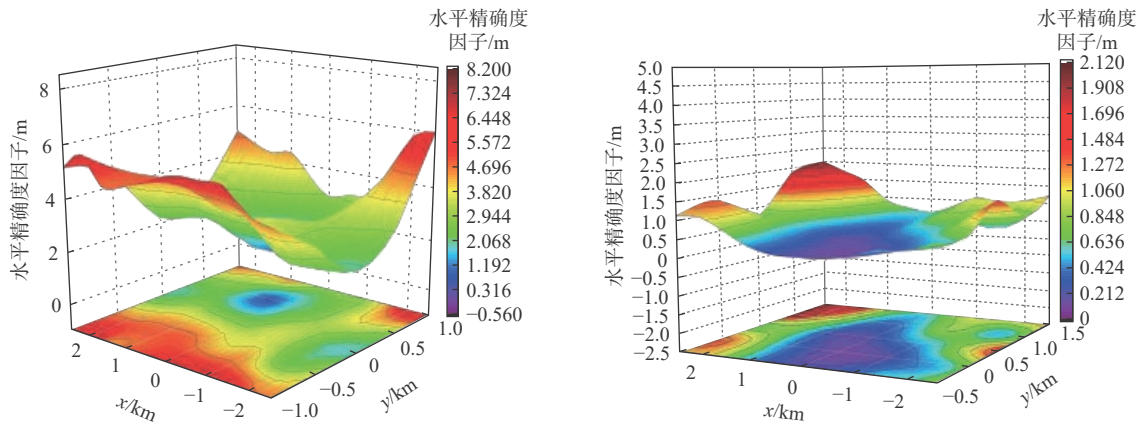

图 14　西宁曹家堡国际机场基站布局

Fig. 14　Layout of station in Xining Caojiapu International Airport

考虑图 14 中的实际地理环境，机场跑道一边为祁连山脉，另一边橙色部分分别为机场高速、航站楼、京藏高速。重新对 MLAT 和 C-MLAT 系统进行仿真分析。

仿真条件为：乙类 C-MLAT 的 TOA 测量误差服从 $N(1.5,0.5^2)$分布，无站址误差；MLAT 系统时间测量误差 10 ns，站址误差 1.5 m，基线长度 2～5 km，高架桥高度 10 m，航站楼长宽高为 100 m×300 m×50 m；并同时跟踪 10 个目标；S 模式信号为视距传播，信噪比为 15 dB。

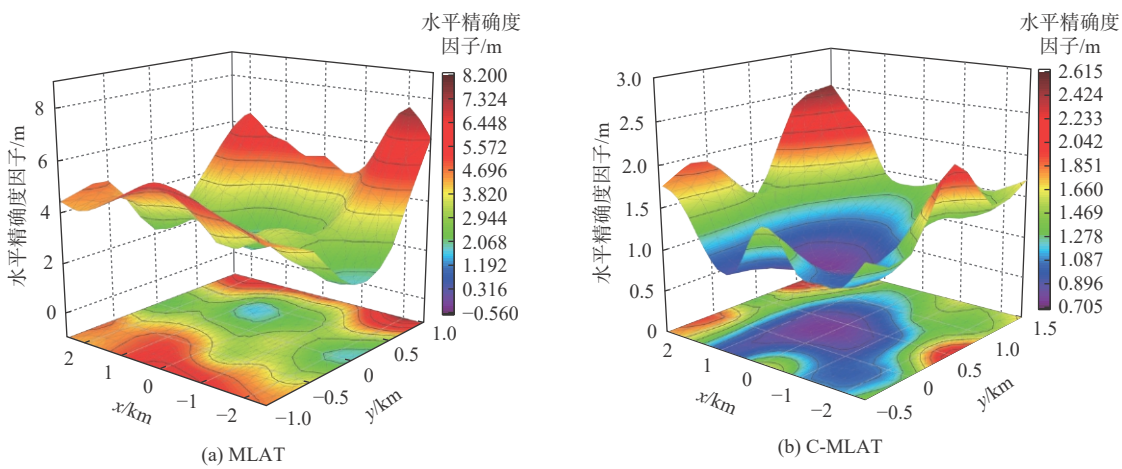
如图 16 所示，相比于图 15，MLAT 和 C-MLAT 系统的定位精确度整体都在下降。而且，考虑地形后，2 个系统的等高线图都变得更加陡峭，说明定位精确度变化剧烈，飞机从祁连山脉方向靠近机场时定位精确度最差。MLAT 系统的 HDOP 呈现为峡谷状分布，C-MLAT 系统的 HDOP 呈现为盆地状态分布。




(a) MLAT　　(b) C-MLAT

图 15　不考虑地形的 HDOP 分布

Fig. 15　HDOP distribution regardless of terrain




(a) MLAT　　(b) C-MLAT

图 16　考虑地形的 HDOP 分布

Fig. 16　HDOP distribution considering terrain

## 4　结　论

定位原理与定位性能的模拟仿真及借助某机场的实际环境仿真分析表明，C-MLAT 可以应用于机场场面实现定位，特别是周边环境狭小的机场。采用基站簇方式的 C-MLAT 解决了基线过短时 MLAT 无法定位的问题，同时显著提升场面定位精确度，且基站簇模式进一步降低多点定位布站成本。

1）基线长度显著缩短，基于时钟精确同步需求的共视 GNSS 卫星数量、编号完全一致，站间时钟同步简化，GDOP 计算过程也被简化。

2）甲类 C-MLAT 基站簇可将场面水平定位精确度提高到 1.76 m，乙类 C-MLAT 基站簇水平定位精度提高到 1.69 m。此外，甲、乙 2 类基站簇，可将竖直方向上的定位精确度分别提升约 26% 和 36%。

3）单一基站簇覆盖范围太小，无法实际应用，采用甲类 C-MLAT 和乙类 C-MLAT 覆盖范围小于 MLAT 定位但可以基本满足实际应用。

## 参考文献（References）


[1] 孙卓振. 广域多点定位系统关键技术分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
SUN Z Z. Key technology analysis of wide area multipoint positioning system[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2012(in Chinese).

[2] CHAN Y T, HO K C. A simple and efficient estimator for hyperbolic location[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1994, 42(8): 1905-1915.

[3] GALATI G, LEONARDI M, TOSTI M. Multilateration as a distributed sensor system: Lower bounds of accuracy[C]//Proceedings of the Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008: 196-199.

[4] 汪波, 薛磊. 基于遗传算法的TDOA定位系统的最优布站算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(9): 2125-2128.
WANG B, XUE L. Station arrangement strategy of TDOA location system based on genetic algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(9): 2125-2128(in Chinese).

[5] 郭歆莹, 胥松寿. 基于改进型差分进化的MLAT系统布站方法研究[J]. 电子技术应用, 2021, 47(8): 101-105.
GUO X Y, XU S S. Research on station layout of a MLAT system based on improved DE[J]. Computer Technology and Application, 2021, 47(8): 101-105(in Chinese).

[6] 林冠英, 刘同木, 周保成. 水下定位系统的现状及应用展望[J]. 中外交流, 2016(20): 24.
LIN G Y, LIU T M, ZHOU B C. Present situation and application prospect of underwater positioning system[J]. SINO-Foreign Exchange, 2016(20): 24(in Chinese).

[7] MXXLOUD M L, SCHARF L L. A new subspace identification algorithm for high-resolution DOA estimation[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2002, 50(10): 1382-1390.

[8] TANG Y T, XU S, WANG X, et al. Direction of arrival estimation with antenna arrays based on fuzzy cerebellar model articulation controller neural network[J]. RF and Microwave Computer-Aided Engineering, 2020, 30(9): e2289.

[9] RODGER C J, BRUNDELL J B, DOWDEN R L, et al. Location accuracy of long distance VLF lightning location network[J]. Annales Geophysicae, 2004, 22(3): 747-758.

[10] STEIN S. Algorithms for ambiguity function processing[J]. IEEE Transactions on Acoustic Speech and Signal Processing, 1981, 29(3): 588-599.

[11] 姚金杰. 基于地面基站的目标定位技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2011.
YAO J J. Research on target localization technology based on ground base station[D]. Taiyuan: North University of China, 2011 (in Chinese).

[12] 白敏. 基于TDOA的陆基多点定位系统设计与定位算法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2010.
BAI M. Design and algorithm research of land-based multi-point positioning system based on TDOA[D]. Chongqing: Chongqing University, 2010(in Chinese).

[13] 孙仲康, 周一宇, 何黎星. 单多基地有源无源定位技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996.
SUN Z K, ZHOU Y Y, HE L X. Single multi-base active and passive positioning technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1996(in Chinese).

[14] WANG B H, WANG Y L, CHEN H, et al. Array calibration of angularly dependent gain and phase uncertainties with carry-on instrumental sensors[J]. Science in China Series F:Information Sciences, 2004(6): 777-792.

[15] WANG C, QI F, SHI G M, et al. A linear combination-based weighted least square approach for target localization with noisy range measurements[J]. Signal Processing, 2014, 94: 202-211.

[16] RASHEED K. An adaptive penalty approach for constrained genetic algorithm optimization[C]//Proceedings of the 3rd Annual Conference on Genetic Programming. Amsterdam: Elsevier, 1998: 584-590.

[17] MANTILLA-GAVIRIA I A, LEONARDI M, GALATI G, et al. Time-difference-of-arrival regularised location estimator for multilateration systems[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2014, 8(5): 479-489.

[18] LEONARDI M, SPINELLI S, GALATI G. ADS-B/MLAT surveillance system from high altitude platform systems[C]//Proceedings of the 2011 Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications Enhanced Surveillance of Aircraft and Vehicles. Piscataway: IEEE Press, 2011: 153-158.

[19] EL-AZIZ M A. Source localization using TDOA and FDOA measurements based on modified cuckoo search algorithm[J]. Wireless Networks, 2017, 23(2): 487-495.

[20] HO K C, LU X N, KOVAVISARUCH L. Source localization using TDOA and FDOA measurements in the presence of receiver location errors: Analysis and solution[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2007, 55(2): 684-696.

[21] NIELSEN R O. Relationship between dilution of precision for point positioning and for relative positioning with GPS[J]. Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(1): 333-338.

# Principle and performance analysis of base station cluster location

GONG Fengxun*, LI Mengran

(School of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract**: The time difference of arrival (TDOA) can be used for airport surface multilateration (MLAT). In order to resolve the problems which include large time delay standard deviation, long baseline, poor vertical positioning accuracy, and difficult layout design, etc. A base station cluster layout of multilateration (C-MLAT) method is suggested along with the introduction of the base station cluster concept. The principle and performance state of the base station cluster location is revealed, and the C-MLAT model is established. It is easy to accurately synchronize the clock in the base station cluster and simplify the geometric dilution of precision (GDOP) calculation. The GDOP distribution state proves that C-MLAT can meet the positioning requirements by means of supplementary station or multi-base station cluster joint positioning after shortening the baseline. The horizontal accuracy error and vertical accuracy error are significantly reduced by using C-MLAT to establish class A and class B station distribution methods. The vertical positioning inaccuracy of class A and class B C-MLAT is reduced by approximately 26% and 36%, respectively, while the horizontal positioning accuracy of class A and class B C-MLAT is enhanced to 1.76 m and 1.69 m, respectively. In conclusion, C-MLAT positioning has better performance and application advantages.

**Keywords**: multilateration; geometric dilution of precision; vertical dilution of precision; base station cluster; error analysis

**Received**: 2021-12-13; **Accepted**: 2022-01-25; **Published Online**: 2022-03-09 10:07

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1422.005.html

**Foundation item**: Key R & D Plan of the Ministry of Science and Technology (2018YFC0809500)

* **Corresponding author**. E-mail: fxgong@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0767

# 基于可靠性真值表的JTC补偿电容重要性评估

武晓春*，洪玲
(兰州交通大学 自动化与电气工程学院，兰州 730070)

**摘 要**：为实现不同位置补偿电容的重要性评估，得到对无绝缘轨道电路(JTC)影响较大的补偿电容位置，提出一种基于可靠性真值表的JTC补偿电容重要性评估方法。建立JTC调整态和分路态模型，并仿真得到补偿电容断线时全部故障类型的调整态接收电压和分路态分路电流幅值曲线；提取相应的接收电压和最小分路电流与其阈值进行对比分析，建立JTC可靠性真值表；基于可靠性真值表计算各补偿电容的重要度系数，并通过柱形图确定对JTC影响较大的补偿电容位置。结果表明：靠近接收端的第2个和第3个补偿电容对JTC的影响较大。所提方法可协助现场维修人员确定各补偿电容的维护优先级，为补偿电容的重点监测提供依据。

**关 键 词**：无绝缘轨道电路；补偿电容；断线故障；可靠性真值表；重要性评估
**中图分类号**：U284.2
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2579-08

在无绝缘轨道电路(jointless track circuit, JTC)中，由于其移频信号载频较高，导致钢轨整体呈现较高感抗，从而缩短了轨道电路的传输长度[1]。因此，采用在钢轨间等间距增设补偿电容的方式抵消钢轨电感，进而最大限度降低高感抗对轨道线路的不利影响[2]。轨道电路加装补偿电容后，补偿电容发生断线故障时会给轨道电路带来影响。轨道电路调整态时，可能会使JTC出现“红光带”现象；轨道电路分路态时，可能导致轨道电路读取器(track circuit reader, TCR)发生“掉码”现象[3]。

据现场工作人员统计，大概每2～3天轨道电路中补偿电容会发生一次故障，由此可看出补偿电容具有较高的故障发生率[4]。同时，由文献[5]可知，单个补偿电容发生断线故障时可能会使轨道电路接收信号降低，不过一般不会低于相应的阈值，故不会导致轨道电路功能失效，但不同位置补偿电容故障对轨道电路传输信号影响程度不同。因此，有必要对JTC各补偿电容进行重要性评估。

近年来，随着铁路技术的发展，不少学者开始对铁路设备进行故障诊断和状态监测等[6-8]。文献[9]实现了对JTC各补偿电容的重要性评估，以单个补偿电容发生断线故障时的仿真数据为研究对象，计算出轨道电路上各补偿电容的结构重要度系数并排序，从而得到不同位置补偿电容对轨道电路的影响程度。

为更全面地对各补偿电容重要性进行评估，本文采用二进制方式枚举出JTC补偿电容的全部断线故障类型，仿真得到这些故障对应的调整态接收电压和分路态分路电流幅值包络曲线，并提取最小分路电流值，通过将接收电压和最小分路电流与其相应阈值进行对比分析，从而建立JTC可靠性真值表，根据可靠性真值表计算各补偿电容的重要度系数并用柱形图表示，找到对轨道电路影响较大的补偿电容位置，从而协助现场维修人员确定各补偿电容的维护优先级，为补偿电容重点监测提供数据支撑。

**收稿日期**：2021-12-20；**录用日期**：2022-03-23；**网络出版时间**：2022-04-28 19:46
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220428.1043.002.html
**基金项目**：国家自然科学基金(61661027)
*通信作者. E-mail：369038806@qq.com

*引用格式：武晓春，洪玲. 基于可靠性真值表的JTC补偿电容重要性评估[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2579-2586.*
*WU X C，HONG L. Importance evaluation of JTC compensation capacitor based on reliability truth table[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2579-2586 (in Chinese).*

# 1 JTC 模型建立

## 1.1 系统结构

近年来，为了提高乘客舒适度、减少轮轨间磨损、提高轨道线路寿命等，JTC 在既有线和新线建设中得到了广泛应用。JTC 主要有 UM71、ZPW-2000A、ZPW-2000R、ZPW-2000S 等型号，其中，ZPW-2000A 型 JTC 更是因良好的性能自 2003 年起被铁道部全面应用于轨道电路上[10]。因此，本文以 ZPW-2000A 为代表对 JTC 进行建模和分析。

ZPW-2000A 型 JTC 系统主要由以下 4 部分构成：发送端设备、轨道线路设备、接收端设备和通信接口板。其中，发送端设备主要有主备发送器、衰耗冗余控制器、防雷模拟网络盘、电缆、空芯线圈、调谐匹配单元等；轨道线路设备包括钢轨、补偿电容及道砟电阻等；接收端设备主要有空芯线圈、调谐匹配单元、电缆、防雷模拟网络盘、衰耗冗余控制器、接收器等。JTC 系统基本结构如图 1 所示。

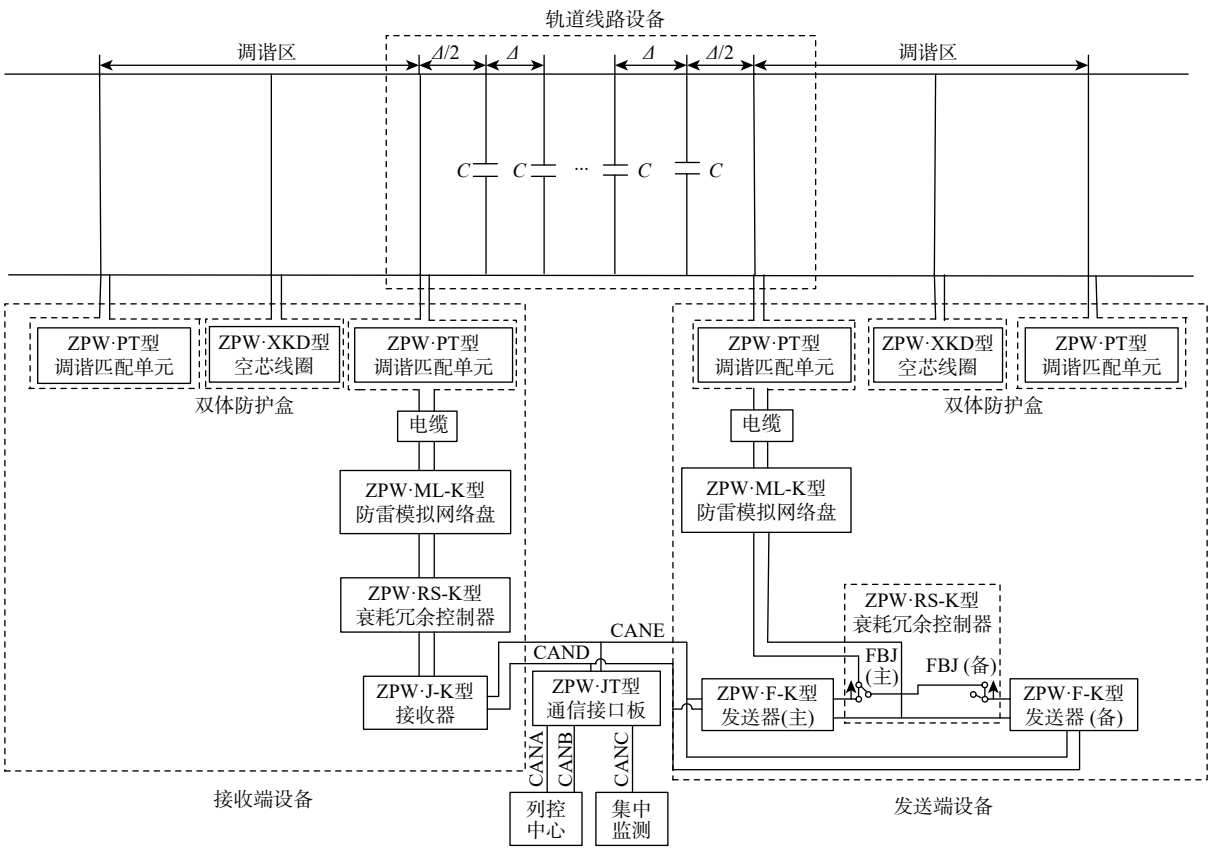



图 1 JTC 系统基本结构

Fig. 1 Basic structure of JTC system

轨道电路一般存在调整态和分路态。轨道电路调整态(空闲)时，发送器发送的移频信号经发送端设备送到钢轨上，并经过接收端设备将该信号引接至接收器处理，最终接收器处理该信号并驱动相应轨道继电器动作；轨道电路分路态(占用)时，发送器发送的移频信号经发送端设备送到钢轨后，由于列车轮对与钢轨形成分路电阻，轨道电路大部分电流回流至发送器，只有少部分电流被接收器接收，从而导致轨道继电器落下，轨道电路出现“红光带”[11]。

## 1.2 调整态建模

JTC 调整态指该轨道电路空闲的情况。此时，在该 JTC 中，可把发送端设备(除发送器)、轨道线路设备和接收端设备(除接收器)采用等效四端网络表示，将这些设备的四端网络模型与发送器和接收器级联起来，即构成了 JTC 调整态模型[12-14]。假设轨道电路发送端和接收端中，衰耗冗余控制器的等效四端网络分别为 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{FRS}}$(发送端)和 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{JRS}}$(接收端)，电缆防雷模拟网络盘的等效四端网络分别为 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{FDL}}$(发送端)和 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{JDL}}$(接收端)，调谐匹配单元的等效四端网络分别为 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{FPT}}$(发送端)和 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{JPT}}$(接收端)；同时，假设调整态轨道线路的等效四端网络为 $\boldsymbol{N}_{\mathrm{TZG}}$，发送电压和接收电压分别为 $U_{\mathrm{F}}$ 和 $U_{\mathrm{J}}$，发送电流和接收电流分别为 $I_{\mathrm{F}}$ 和 $I_{\mathrm{J}}$[15]。根据上述条件，可得轨道电路调整态模型如图 2 所示。

根据图 2，可得轨道电路发送端设备(除发送

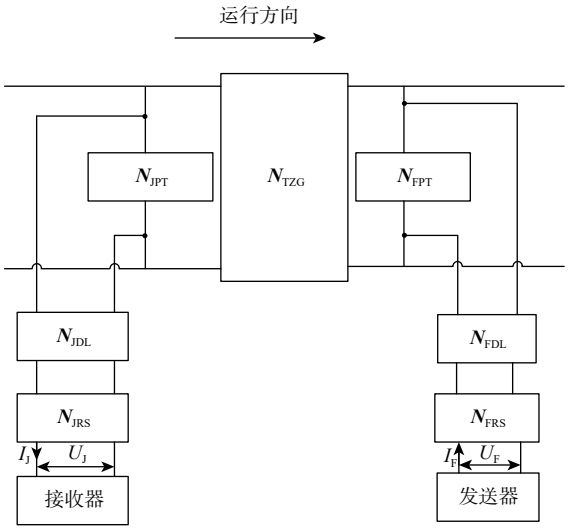



图 2　调整态模型

Fig. 2　Adjustment state model

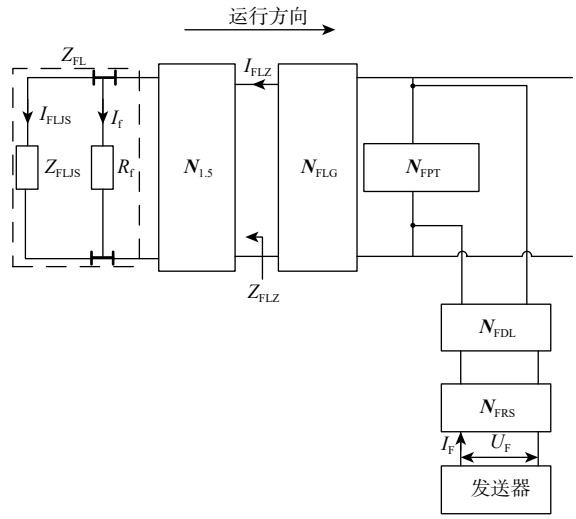



图 3　分路态模型

Fig. 3　Shunt state model

器)和接收端设备(除接收器)的整体等效四端网络 $\boldsymbol{N}_{FSS}$ 和 $\boldsymbol{N}_{JSS}$ 的表达式, 分别表示如下:

$$\boldsymbol{N}_{FSS}=\boldsymbol{N}_{FRS}\times\boldsymbol{N}_{FDL}\times\boldsymbol{N}_{FPT} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{N}_{JSS}=\boldsymbol{N}_{JPT}\times\boldsymbol{N}_{JDL}\times\boldsymbol{N}_{JRS} \tag{2}$$

则可得调整态轨道电路的整体等效四端网络 $\boldsymbol{N}_{TZGZ}$ 的表达式, 表示如下:

$$\boldsymbol{N}_{TZGZ}=\boldsymbol{N}_{FSS}\times\boldsymbol{N}_{TZG}\times\boldsymbol{N}_{JSS} \tag{3}$$

综上可得, 调整态接收器接收电压幅值 $A_{TZ}$ 表达式如下:

$$A_{TZ}=|U_J|=\frac{|U_F|}{|N_{TZGZ}(1,1)+N_{TZGZ}(1,2)/Z_{JS}|} \tag{4}$$

式中: $N_{TZGZ}(1,1)$ 和 $N_{TZGZ}(1,2)$ 分别为调整态发送端到接收端整体等效四端网络中第 1 行第 1 列和第 1 行第 2 列的值; $Z_{JS}$ 为接收器的输入阻抗, 其中不同轨道电路频率对应不同输入阻抗。载频为 1 700 Hz 时, 输入阻抗为 36 Ω; 载频为 2 000 Hz 时, 输入阻抗为 42.3 Ω; 载频为 2 300 Hz 时, 输入阻抗为 48.6 Ω; 载频为 2 600 Hz 时, 输入阻抗为 55 Ω[16]。

### 1.3　分路态建模

JTC 分路态指该轨道电路列车占用的情况。此时, 列车第一轮对在轨道电路上产生分路电流, 可得轨道电路分路态模型如图 3 所示。

图 3 中, $R_f$ 为列车第一轮对对应的分路电阻; $\boldsymbol{N}_{FLG}$ 为分路态轨道线路发送端调谐区到列车感应线圈的等效四端网络; $\boldsymbol{N}_{1.5}$ 为列车感应线圈到 $R_f$ 处的钢轨等效四端网络, 其中这段钢轨长度为 1.5 m; $Z_{FLJS}$ 为分路态列车第一轮对到接收端设备(不包含分路电阻)的等效阻抗; $I_f$ 和 $I_{FLJS}$ 分别为流过 $R_f$ 和 $Z_{FLJS}$ 的电流。

根据文献 [17], 可得分路态列车分路电流幅值 $A_{FL}$ 表达式如下:

$$A_{FL}=|I_{FLZ}|=\frac{|U_F|}{|N_{FLGZ}(1,1)Z_{FLZ}+N_{FLGZ}(1,2)|} \tag{5}$$

式中: $N_{FLGZ}(1,1)$ 和 $N_{FLGZ}(1,2)$ 分别为分路态发送端到列车感应线圈的总体等效四端网络中第 1 行第 1 列和第 1 行第 2 列的值; $Z_{FLZ}$ 为分路态列车感应线圈向接收端的总体视入阻抗。

$$\boldsymbol{N}_{FLGZ}=\boldsymbol{N}_{FSS}\times\boldsymbol{N}_{FLG} \tag{6}$$

$$Z_{FLZ}=\frac{N_{1.5}(1,1)Z_{FL}+N_{1.5}(1,2)}{N_{1.5}(2,1)Z_{FL}+N_{1.5}(2,2)} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{N}_{FLGZ}$ 为分路态轨道线路到列车感应线圈的总体等效四端网络; $\boldsymbol{N}_{FSS}$ 为轨道电路发送端设备的整体等效四端网络; $Z_{FL}$ 为 $R_f$ 到接收端的视入阻抗; $N_{1.5}(1,1)$、$N_{1.5}(1,2)$、$N_{1.5}(2,1)$ 和 $N_{1.5}(2,2)$ 分别为列车感应线圈到列车分路电阻的钢轨等效四端网络中第 1 行第 1 列、第 1 行第 2 列、第 2 行第 1 列和第 2 行第 2 列的值。

式 (7) 中, 对于 $Z_{FL}$, 由于 $Z_{FLJS}\gg R_f$, $Z_{FL}$ 表达式如下:

$$Z_{FL}=\frac{Z_{FLJS}R_f}{Z_{FLJS}+R_f}\approx R_f \tag{8}$$

## 2　补偿电容故障影响分析

根据式 (1)～式(8) 并遵照文献 [18] 中的轨道电路技术条件, 仿真得到轨道电路调整态接收电压 $A_{TZ}$ 和分路态分路电流 $A_{FL}$ 的幅值曲线, 并计算最小分路电流 $A_{FLmin}$, 将接收电压 $A_{TZ}$ 与最小分路电流 $A_{FLmin}$ 这 2 个值与其相应的接收电压阈值 $A_{TZ}^{th}$ 和分路电流阈值 $A_{FL}^{th}$ 进行比较, 以实现补偿电容不同断线故障类型对 JTC 的影响分析。由文献 [19] 知, 接收电压阈值 $A_{TZ}^{th}$=0.24 V, 分路电流阈值 $A_{FL}^{th}$=0.45 A。

本文设置的仿真参数如下：主轨道电路长度为 800 m，对应载频 2 600 Hz，分路电阻 0.15 Ω，则通过查阅轨道电路调整表[20]可知，道床电阻为 2 Ω·km，补偿电容个数为 10 个，发送器发送 5 级电平，功出电压为 81 V。基于上述仿真条件，仿真并分析得到补偿电容不同断线故障类型下的调整态接收器接收电压 $A_{TZ}$ 和分路态列车最小分路电流 $A_{FLmin}$，如图 4 所示。

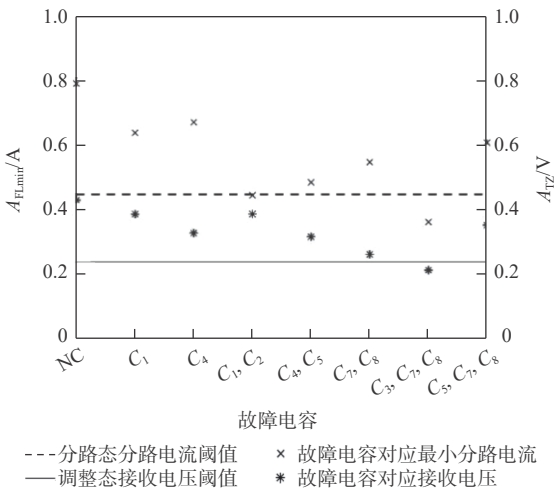



图 4 补偿电容不同断线故障类型下对应的最小分路电流和接收电压

Fig. 4 Minimun shunt current and receiving voltage corresponding to different disconnection fault types of compensation capacitors

图 4 中，补偿电容从接收端到发送端按从小到大顺序命名，即 $C_1$ 表示靠近接收端的第 1 个补偿电容，NC 表示补偿电容全部正常。

在 JTC 中，只有当 JTC 分路态最小分路电流和调整态接收电压都大于其对应的阈值时，JTC 才能正常工作。由图 4 可知：

1）$C_1$ 故障时 JTC 正常工作，而 $C_1$、$C_2$ 故障时 JTC 故障；但 $C_4$ 故障或 $C_4$、$C_5$ 故障时，JTC 都正常工作。

2）$C_7$、$C_8$ 故障或 $C_5$、$C_7$、$C_8$ 故障时，JTC 都正常工作；但 $C_3$、$C_7$、$C_8$ 故障时，JTC 故障。

通过以上补偿电容不同断线故障类型对 JTC 的影响分析可知，单个补偿电容故障对 JTC 影响不大，只可能使轨道电路接收信号降低，但不同位置补偿电容故障对 JTC 传输信号影响程度不同。

## 3 补偿电容重要性评估

由第 2 节分析可知，不同位置补偿电容故障对 JTC 传输信号影响程度不同。因此，为找到对轨道电路影响较大的补偿电容位置，本文基于可靠性真值表对 JTC 各补偿电容进行重要性评估。

设 $n$ 为 JTC 中含有补偿电容总数，$D(i)(i=0,1,2,\cdots,2^n-1)$ 表示不同位置补偿电容断线故障组合情境，$S(i)$ 表示 JTC 状态，则补偿电容重要性评估流程如图 5 所示。

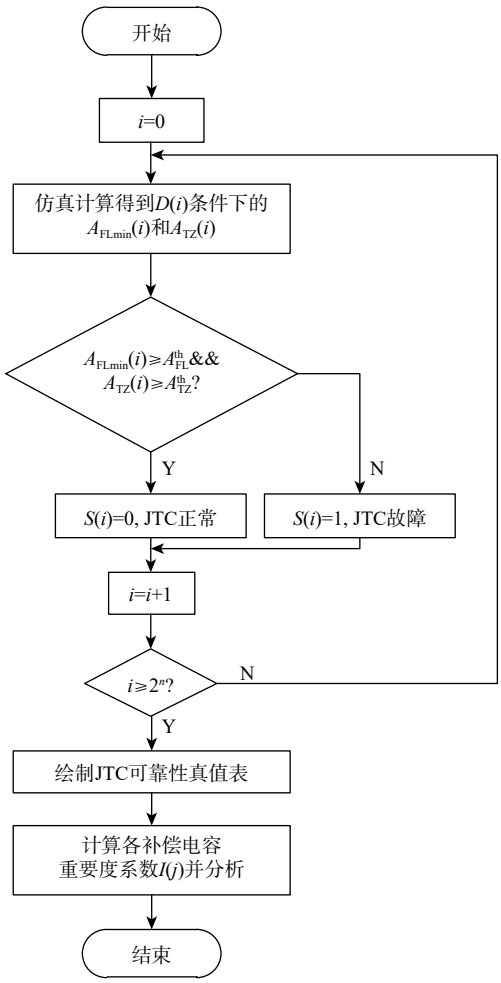



图 5 补偿电容重要性评估流程

Fig. 5 Flow chart of importance evaluation of compensation capacitance

图 5 中，$D(i)$ 采用二进制方式表示，用 0 表示对应的补偿电容正常，1 表示对应的补偿电容发生断线故障。考虑到补偿电容全部正常和不同位置补偿电容发生断线故障的组合情境，可分析出补偿电容共有 $2^n-1$ 种状态。其中，$D(i)$ 从左到右按接收端到发送端顺序对各个补偿电容状态进行表示，即 $D(0)$=00…00（0 的个数为 $n$）表示 $n$ 个补偿电容全部正常；$D(3)$=00…011（0 的个数为 $n-2$）表示 $C_n$ 和 $C_{n-1}$ 发生断线故障，其他 $n-2$ 个补偿电容都正常。

在 $S(i)$ 中，用 0 表示 JTC 功能正常，1 表示 JTC 功能失效。只有当调整态接收电压 $A_{TZ}$ 和分路态最小分路电流 $A_{FLmin}$ 均大于其相应阈值 $A_{TZ}^{th}$ 和 $A_{FL}^{th}$ 时，轨道电路才能正常工作。则可得 $S(i)$ 表达式如下：

$$S(i)=\begin{cases}0 & A_{TZ}(i)\geqslant A_{TZ}^{th}\text{且}A_{FLmin}(i)\geqslant A_{FL}^{th}\\ 1 & A_{TZ}(i)<A_{TZ}^{th}\text{或}A_{FLmin}(i)<A_{FL}^{th}\end{cases} \quad (9)$$

得到 JTC 可靠性真值表后, 计算各补偿电容的重要度系数 $I(j)$, 计算表达式如下:

$$I(j)=\frac{1}{2^{n-1}}\sum_{j=1}^{n}[S(1(C_j),D)-S(0(C_j),D)] \quad (10)$$

式中: $j$=1,2,⋯,$n$; $I(j)$ 为第 $j$ 个补偿电容对应的重要度系数; $S(0(C_j),D)$ 与 $S(1(C_j),D)$ 分别为在其他补偿电容状态保持不变的情况下, 补偿电容 $C_j$ 正常和 $C_j$ 发生断线故障时对应的 JTC 状态。

在得到所有补偿电容重要度系数后, 采用柱形图表示, 从而更直观地找到对轨道电路影响较大的补偿电容位置。

## 4　算例分析及可行性验证

### 4.1　算例分析

利用图 4 的仿真条件, 遍历得到仿真补偿电容不同故障类型 $D(i)(i=0,1,2,\cdots,2^{10}-1)$ 的 $A_{TZ}$ 和 $A_{FL}$, 计算分析得到对应的 $A_{TZ}$ 和 $A_{FLmin}$, 并通过与其相应的阈值 $A_{TZ}^{th}$ 和 $A_{FL}^{th}$ 进行对比分析, 得到 JTC 状态 $S(i)$, 最终建立 JTC 可靠性真值表。表 1 为部分 JTC 可靠性真值表。

**表 1　部分 JTC 可靠性真值表**

**Table 1　Partial JTC reliability truth table**

| $D(i)$ | 含义 | $A_{TZ}(i)$/V | $A_{FLmin}(i)$/A | $S(i)$ | 含义 |
|---|---|---|---|---|---|
| 0000000000 | 补偿电容全部正常 | 0.432 2 | 0.792 0 | 0 | 正常 |
| 0000000001 | $C_{10}$故障 | 0.381 0 | 0.675 4 | 0 | 正常 |
| 0000000100 | $C_8$故障 | 0.370 2 | 0.757 1 | 0 | 正常 |
| 0001000000 | $C_4$故障 | 0.330 2 | 0.672 5 | 0 | 正常 |
| 0010000000 | $C_3$故障 | 0.352 0 | 0.608 7 | 0 | 正常 |
| 1000000000 | $C_1$故障 | 0.388 5 | 0.639 7 | 0 | 正常 |
| 0000001100 | $C_7$,$C_8$故障 | 0.264 1 | 0.548 7 | 0 | 正常 |
| 0000010001 | $C_6$,$C_{10}$故障 | 0.349 6 | 0.496 8 | 0 | 正常 |
| 0000110000 | $C_5$,$C_6$故障 | 0.363 6 | 0.493 7 | 0 | 正常 |
| 0001100000 | $C_4$,$C_5$故障 | 0.318 8 | 0.487 4 | 0 | 正常 |
| 0010001000 | $C_3$,$C_7$故障 | 0.268 8 | 0.476 9 | 0 | 正常 |
| 0011000000 | $C_3$,$C_4$故障 | 0.263 1 | 0.447 5 | 1 | 失效 |
| 0100000001 | $C_2$,$C_{10}$故障 | 0.448 8 | 0.458 6 | 0 | 正常 |
| 0110000000 | $C_2$,$C_3$故障 | 0.451 5 | 0.404 4 | 1 | 失效 |
| 1000010000 | $C_1$,$C_6$故障 | 0.426 0 | 0.522 6 | 0 | 正常 |
| 1100000000 | $C_1$,$C_2$故障 | 0.389 1 | 0.447 1 | 1 | 失效 |
| 0000000111 | $C_8$,$C_9$,$C_{10}$故障 | 0.298 3 | 0.462 2 | 0 | 正常 |
| 0000011001 | $C_6$,$C_7$,$C_{10}$故障 | 0.287 3 | 0.443 3 | 1 | 失效 |
| 0010000011 | $C_5$,$C_7$,$C_8$故障 | 0.354 7 | 0.609 4 | 0 | 正常 |
| 0000011100 | $C_6$,$C_7$,$C_8$故障 | 0.272 0 | 0.407 3 | 1 | 失效 |
| 0010001001 | $C_3$,$C_7$,$C_{10}$故障 | 0.272 1 | 0.468 0 | 0 | 正常 |
| 0010001100 | $C_3$,$C_7$,$C_8$故障 | 0.215 6 | 0.364 4 | 1 | 失效 |
| 0100000011 | $C_2$,$C_9$,$C_{10}$故障 | 0.398 8 | 0.385 5 | 1 | 失效 |
| 0100110000 | $C_2$,$C_5$,$C_6$故障 | 0.456 7 | 0.416 5 | 1 | 失效 |
| 0110001010 | $C_2$,$C_3$,$C_7$,$C_9$故障 | 0.391 8 | 0.338 9 | 1 | 失效 |
| 1000000111 | $C_1$,$C_8$,$C_9$,$C_{10}$故障 | 0.188 0 | 0.368 6 | 1 | 失效 |
| 0101101100 | $C_2$,$C_4$,$C_5$,$C_7$,$C_8$故障 | 0.354 6 | 0.515 5 | 0 | 正常 |
| 1111111111 | 补偿电容全部故障 | 0.107 0 | 0.114 3 | 1 | 失效 |

利用得到的 JTC 可靠性真值表, 采用式 (10) 分别计算不同位置补偿电容的重要度系数, 最终得到各补偿电容重要度系数, 如图 6 所示。图中: $C_1$ 为接收端第 1 个补偿电容。

由图 6 可以明显看出, 靠近接收端的第 2 个和第 3 个补偿电容 $C_2$ 和 $C_3$ 重要度系数较大, 因此, $C_2$ 和 $C_3$ 故障对 JTC 的影响较大。

### 4.2　可行性验证

为验证本文方法的可行性, 在仅改变道床电阻值的条件下, 仿真并计算得到道床电阻为 1.7 Ω·km 和 2.3 Ω·km 时各补偿电容对应的重要度系数, 从而找到对 JTC 影响较大的补偿电容位置, 将所得结果

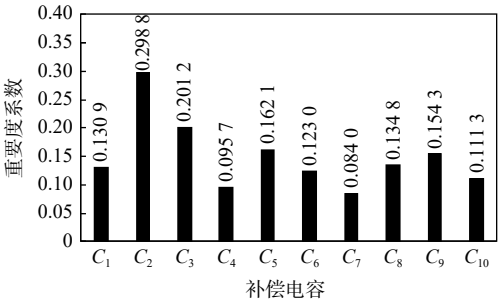



图 6 各补偿电容重要度系数

Fig. 6 Importance coefficient of each compensation capacitor

与算例分析得到的结果进行对比分析。道床电阻为 1.7 Ω·km 和 2.3 Ω·km 时的分析如下：

1）当道床电阻为 1.7 Ω·km 时，根据算例分析中的步骤建立 JTC 可靠性真值表，并计算各补偿电容的重要度系数。最终得到各补偿电容重要度系数如图 7 所示。图中：$C_1$ 为接收端第 1 个补偿电容。

2）当道床电阻为 2.3 Ω·km 时，根据算例分析中的步骤建立 JTC 可靠性真值表并计算各补偿电容重要度系数。最终得到各补偿电容重要度系数如图 8 所示。图中：$C_1$ 为接收端第 1 个补偿电容。

由图 7 和图 8 可以看出，靠近接收端的第 2 个和第 3 个补偿电容 $C_2$ 和 $C_3$ 重要度系数较大，因此，$C_2$ 和 $C_3$ 故障对 JTC 的影响较大。该结果与前面算例分析得到的结果相同，因此可验证本文方法的可行性。

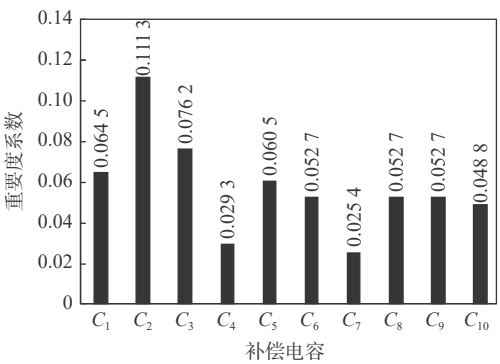



图 7 道床电阻为 1.7 Ω·km 时各补偿电容重要度系数

Fig. 7 Importance coefficient of each compensation capacitance when ballast bed resistance is 1.7 Ω· km

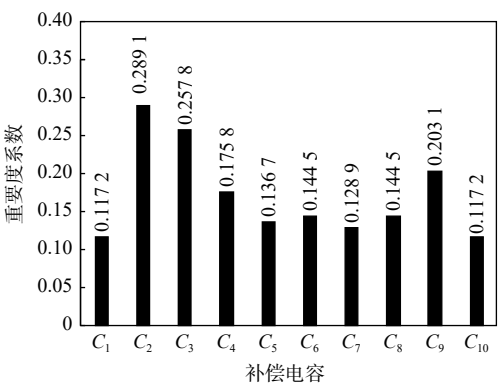



图 8 道床电阻为 2.3 Ω·km 时各补偿电容重要度系数

Fig. 8 Importance coefficient of each compensation capacitance when ballast bed resistance is 2.3 Ω· km

## 5 结 论

本文通过仿真计算补偿电容所有断线故障类型对应的调整态接收电压和分路态最小分路电流，提出了一种基于可靠性真值表的补偿电容重要性评估方法，实现了不同位置补偿电容的重要性评估，从而确定对 JTC 影响较大的补偿电容位置，为现场维护人员对补偿电容重点监测提供依据。通过对补偿电容不同断线故障类型影响分析及算例分析等，得到如下结论：

1）单个补偿电容故障基本不会导致轨道电路故障，只可能使轨道电路接收信号降低，但不同位置补偿电容故障对轨道电路接收信号的影响程度不同。

2）通过对不同位置补偿电容的重要度系数进行分析可知，靠近接收端的第 2 个和第 3 个补偿电容故障对 JTC 的影响较大。

3）通过对不同道床电阻阻值得到的补偿电容重要性评估结果进行对比分析可知，靠近接收端的第 2 个和第 3 个补偿电容故障对 JTC 的影响较大，这与算例分析得到的结果相同，由此验证了本文方法的可行性。

## 参考文献（References）

[1] 柴荣华, 武晓春. 基于MEEMD-HT的无绝缘轨道电路补偿电容故障特征分析[J]. 铁道标准设计, 2020, 64(3): 160-165.
CHAI R H, WU X C. Characteristic analysis of compensation capacitor fault of jointless track circuit based on MEEMD-HT[J]. Railway Standard Design, 2020, 64(3): 160-165(in Chinese).

[2] 孙浩洋, 刘伯鸿. 基于隐半马尔可夫模型的补偿电容维修机制优化[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(1): 21-26.
SUN H Y, LIU B H. Optimization of compensation capacitor maintenance based on hidden semi-Markov model[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(1): 21-26(in Chinese).

[3] ZHANG B, MA W J, CHANG G W. Diagnosis approach on compensation capacitor fault of jointless track circuit based on simulated annealing algorithm[J]. Advances in Computer Communication and Computational Sciences, 2019, 759: 417-426.

[4] 吴蒙. 无绝缘轨道电路补偿电容状态实时监测的研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2016: 4-6.
WU M. Research on real-time monitoring of compensation capacitor in jointless track circuit[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2016: 4-6(in Chinese).

[5] 孙哲, 赵林海. 基于云理论的JTC可靠性实时评估方法[J]. 铁道学报, 2019, 41(2): 89-96.

SUN Z, ZHAO L H. Reliability real-time evaluation of JTC based on cloud theory[J]. Journal of the China Railway Society, 2019, 41(2): 89-96(in Chinese).

[6] GUO Z J, WAN Y M, YE H. An unsupervised fault-detection method for railway turnouts[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(11): 8881-8901.

[7] XIN T Y, ROBERTS C, WESTON P, et al. Condition monitoring of railway pantographs to achieve fault detection and fault diagnosis[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F:Journal of Rail and Rapid Transit, 2020, 234(3): 289-300.

[8] 李新琴, 张鹏翔, 史天运, 等. 基于深度学习集成的高速铁路信号设备故障诊断方法[J]. 铁道学报, 2020, 42(12): 97-105.
LI X Q, ZHANG P X, SHI T Y, et al. Research on fault diagnosis method for high-speed railway signal equipment based on deep learning integration[J]. Journal of the China Railway Society, 2020, 42(12): 97-105(in Chinese).

[9] ZHAO L H, MAGGIE G Y, KLEIN B D. Analysis of structure importance of compensation capacitor in jointless track circuit[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F:Journal of Rail and Rapid Transit, 2017, 231(3): 329-344.

[10] 李文涛. 高速铁路列车运行控制技术——ZPW-2000系列无绝缘轨道电路系统[M]. 北京: 中国铁道出版社, 2017: 4-119.
LI W T. Train operation control technology of high-speed railway—ZPW-2000 series jointless track circuit system[M]. Beijing: China Railway Publishing House, 2017: 4-119(in Chinese).

[11] 冯栋, 赵林海. 基于机车信号远程监测系统的分路电阻在线估算方法[J]. 铁道学报, 2017, 39(4): 62-67.
FENG D, ZHAO L H. Online estimation method of shunt resistance based on cab-signal remote monitoring system[J]. Journal of the China Railway Society, 2017, 39(4): 62-67(in Chinese).

[12] YANG W D, ZHANG J L, GU G X. Parameter estimation and fault diagnosis for compensation capacitators in ZPW-2000 jointless track circuit[C]//Proceedings of the CAA Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes. Piscataway: IEEE Press, 2019: 675-681.

[13] 田粉霞. 基于深度学习的无绝缘轨道电路故障诊断[D]. 北京: 北京交通大学, 2020: 13-19.
TIAN F X. Fault diagnosis of jointless track circuit based on deep learning[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2020: 13-19(in Chinese).

[14] ZHENG Z Y, DAI S H, XIE X X. Research on fault detection for ZPW-2000A jointless track circuit based on deep belief network optimized by improved particle swarm optimization algorithm[J]. IEEE Access, 2020, 8: 175981-175997.

[15] 洪玲, 武晓春. 基于小波包的无绝缘轨道电路补偿电容故障特征分析[J]. 铁道科学与工程学报, 2022, 19(4): 1111-1120.
HONG L, WU X C. Analysis of compensation capacitor fault characteristics of jointless track circuit based on wavelet packet[J]. Journal of Railway Science and Engineering, 2022, 19(4): 1111-1120(in Chinese).

[16] 柴荣华. 基于粒子滤波算法的JTC补偿电容故障预测的研究[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2020: 14-15.
CHAI R H. Research on fault prediction of compensation capacitor for JTC based on particle filter algorithm[D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2020: 14-15(in Chinese).

[17] ZHANG W Y, ZHANG B G, XU L M, et al. Modelling and fault diagnosis of railroad jointless track circuit[J]. Electrotehnica, Electronica, Automatica, 2019, 67(1): 76-82.

[18] 国家铁路局. ZPW-2000轨道电路技术条件: TB/T 3206—2017[S]. 北京: 中国铁道出版社, 2017.
National Railway Administration of the People's Republic of China. Technical specification of ZPW-2000 track circuit: TB/T 3206—2017 [S]. Beijing: China Railway Publishing House, 2017(in Chinese).

[19] 高建. 浅谈客专ZPW-2000A轨道电路调试方法及常见故障分析[J]. 铁道建筑技术, 2012(12): 74-77.
GAO J. Discussion about debugging method and common faults analysis in ZPW-2000A track circuits of passenger dedicated line[J]. Railway Construction Technology, 2012(12): 74-77(in Chinese).

[20] 北京全路通信信号研究设计院有限公司. 贵广线四线并行有砟路基客专ZPW-2000A轨道电路 (10 km电缆)调整参考表(调试版). V0.0.1[S]. 北京: 中国铁道出版社, 2014.
Beijing National Railway Research & Design Institute of Signal & Communication Co. , Ltd. Reference table for adjustment of ZPW-2000A track circuit (10 km cable) of four parallel ballasted subgrade of Guiyang Guangzhou railway (commissioning version). V0.0.1[S]. Beijing: China Railway Publishing House, 2014(in Chinese).

# Importance evaluation of JTC compensation capacitor based on reliability truth table

WU Xiaochun*, HONG Ling

(School of Automation and Electrical Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

Abstract: A method based on a reliability truth table for evaluating the importance of jointless track circuit (JTC) compensation capacitor is developed in order to assess the significance of compensation capacitors at various points of JTC. Firstly, an adjustment state model and a shunt state of the JTC are established, then the received voltage and shunt current amplitude curves of all fault types when compensation capacitors are disconnected in the adjustment state and shunt state are obtained by simulation. Secondly, the corresponding received voltage and minimum shunt current are extracted and compared with their thresholds, so as to establish the JTC reliability truth table. Finally, the reliability truth table is used to calculate the importance coefficient of each compensation capacitor, and the column diagram is used to find the location of the compensation capacitors that have the greatest influence on JTC. The results show that the second and third compensation capacitors near the receiver have a great influence on JTC. This method can assist the field maintenance personnel to determine the maintenance priority of each compensation capacitor and provide the basis for the key monitoring and preventive maintenance of compensation capacitors.

Keywords: jointless track circuit; compensation capacitor; disconnection fault; reliability truth table; importance evaluation

**Received**: 2021-12-20; **Accepted**: 2022-03-23; **Published Online**: 2022-04-28 19:46

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220428.1043.002.html

**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (61661027)

* **Corresponding author**. E-mail: 369038806@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0714

# 动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制

武晓晶[1,*]，韩欣芮[1]，吴学礼[1]，罗小元[2]，邵士凯[1]

(1. 河北科技大学 电气工程学院，石家庄 050018；2. 燕山大学 电气工程学院，秦皇岛 066004)

**摘 要**：针对具有外部气流干扰、空气阻力和时变负载的不确定四旋翼无人机，考虑动力学参数未知的情况，基于自适应动态表面控制框架，提出了一种新的双闭环预定性能控制方法。将四旋翼无人机系统解耦为双环，即外环位置子系统和内环姿态子系统，内外环通过姿态提取算法连接。分别针对位置和姿态子系统，利用自适应方法对系统的未知动力学参数、空气阻力和外界干扰进行估计，同时引入新的坐标变换作用于跟踪误差，基于Lyapunov稳定理论，提出预定性能控制器设计方法，使闭环系统跟踪误差一致最终有界稳定，且整个动态过程中满足暂稳态性能要求。所提方法克服了系统动力学参数和负载精确已知的局限性，避免了预定性能控制设计中复杂的求逆过程。通过仿真实例验证了所提方法的有效性和优越性。

**关 键 词**：四旋翼无人机；预定性能控制；位置子系统；姿态子系统；外部干扰；时变负载

**中图分类号**：TP273

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2587-09

目前，由于四旋翼无人机具有体积小、成本低、操作方便、环境适应性强等特点，应用十分广泛，如在航拍、无人送货、侦察探测等方面已经得到了广泛的应用和普及[1]，这也使得四旋翼无人机的控制技术得到了广泛的关注和研究。然而，由于四旋翼无人机驱动器少于自由度[2-3]，其欠驱动特性导致了动态变量之间的强耦合。同时，由于体积小、质量轻，使得四旋翼无人机对气流等的扰动非常敏感，这些都给四旋翼无人机的稳定控制带来了挑战。

现有研究提出了四旋翼无人机的姿态控制器，如鲁棒保成本控制器[4]、PID控制器[5]、反步递推和滑模控制器[6]，都能使四旋翼无人机平稳飞行，但是未考虑参数未知情况和外界干扰的影响。文献[7]研究了具有时变负载的四旋翼飞行器的数学建模和控制问题，但是未考虑外部未知阵风扰动对系统的影响。文献[8-9]考虑了系统内部不确定性、状态变量延迟和外部扰动等多重不确定性。文献[10]针对具有输入饱和的外界干扰四旋翼无人机系统提出了一种滑模反步递推控制方法，但外部干扰的上界已知。文献[11]针对系统存在模型动态不确定和未知外界干扰的情况，提出一种模糊自适应动态面轨迹跟踪控制方法，但未考虑动力学参数和气动阻尼系数未知的情况。此外，以上研究均仅考虑系统的渐近稳定问题，未兼顾暂态和稳态性能。而预定性能控制能使系统跟踪误差的收敛速度和最大超调设定在预先设定的性能要求范围内，保证满足预定的暂态和稳态性能要求，对于提高四旋翼无人机系统的性能具有重要意义。

四旋翼无人机预定性能控制的研究能够保证无人机的跟踪误差渐近稳定，且在整个动态过程中满足预定的暂态和稳态要求[12-17]。文献[12]研究了具有未知外界扰动和未知非线性的四旋翼无人机系统的姿态控制问题，提出了预设性能非线性PI

**收稿日期**：2021-11-30；**录用日期**：2022-03-11；**网络出版时间**：2022-04-08 11:10
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220407.2017.003.html
**基金项目**：国家自然科学基金(62003129,61903122)；河北科技大学研究生创新资助项目(XJCXZZSS2022014)
*通信作者. E-mail：wuxiaojing013@163.com

*引用格式：武晓晶，韩欣芮，吴学礼，等. 动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2587-2595. WU X J，HAN X R，WU X L，et al. Prescribed performance control for quadrotor UAV with unknown kinetic parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2587-2595 (in Chinese).*

串级姿态控制方法，但仅研究了姿态控制问题，而无人机的位置控制在实际中同样具有重要意义。文献[13]针对具有时变负载和外界干扰的四旋翼无人机位置和姿态双闭环系统，提出了一个新的鲁棒自适应预定性能控制方案，但其干扰的上界是已知的，且仅考虑了平移子系统满足预定的暂稳态要求。文献[14]同样仅实现了对四旋翼无人机位置的自适应预定性能控制，针对姿态环实现的是有限时间控制。文献[15]针对具有未知惯性力矩和未知外界干扰的四旋翼无人机系统，研究了其位置环的有界控制和姿态环的预定性能控制，但要求无人机负载是精确已知的。文献[16]针对具有执行器故障的四旋翼无人机，提出了位置环和姿态环的双闭环自适应预定性能控制方法，但要求无人机负载和动力学参数是已知的，且未考虑外界干扰对系统的影响。文献[17]针对具有外界扰动和模型不确定性的四旋翼无人机，分别对位置和姿态设计了自适应有限时间预定性能控制器，但要求无人机负载、动力学参数和外界干扰的上界都是已知的，且未考虑未知空气阻力。

根据以上分析，目前针对四旋翼无人机控制的研究，在负载、动力学参数和外界扰动界均未知的条件下，实现位置和姿态双环预定性能控制的研究还非常有限。因此，本文基于自适应动态表面控制框架，分别针对四旋翼无人机外环位置子系统和内环姿态子系统，提出了双闭环预定性能控制方法，有效解决了四旋翼无人机受气流干扰影响、空气动力系数不能准确测量的问题。设计过程中，利用自适应方法，克服了要求系统动力学参数、负载、气动阻尼系数和外界干扰已知的限制；结合预定性能函数，引入新的坐标变换函数作用于跟踪误差，保证了闭环系统跟踪误差满足预定的暂稳态性能约束，同时避免了现有预定性能控制中复杂繁琐的求逆过程。此外，引入的动态表面控制技术避免了反步递推设计中需要对虚拟控制输入求导的问题，使控制器的设计和计算更加简单。利用数值仿真验证了本文方法的有效性和优越性。

## 1 系统描述和预备知识

四旋翼无人机是一种能够垂直起降的非共轴多旋翼飞行器，同一对角线上的一组旋翼采用逆时针旋转，另一组旋翼采用顺时针旋转，相互抵消了旋翼旋转带来的反扭矩力，通过调节对称分布的4个旋翼转速，不断改变无人机的位置，实现对飞行姿态的控制，如悬停、俯仰、升降和横滚运动。

考虑到未知的时变负载和外部干扰及空气阻力对系统的影响，四旋翼无人机系统可以用如下方程来描述：

$$\begin{cases}\ddot{x}=\dfrac{1}{m_x}(\cos\phi\sin\theta\cos\psi+\sin\phi\sin\psi)F_z+\dfrac{1}{m_x}d_x-\dfrac{1}{m_x}k_1\dot{x}\\ \ddot{y}=\dfrac{1}{m_y}(\cos\phi\sin\theta\sin\psi-\sin\phi\cos\psi)F_z+\dfrac{1}{m_y}d_y-\dfrac{1}{m_y}k_2\dot{y}\\ \ddot{z}=\dfrac{1}{m_z}F_z\cos\phi\cos\theta-g+\dfrac{1}{m_z}d_z-\dfrac{1}{m_z}k_3\dot{z}\end{cases}\tag{1a}$$

$$\begin{cases}\ddot{\phi}=\dfrac{I_y-I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi}+\dfrac{1}{I_x}M_\phi+\dfrac{1}{I_x}J_{\mathrm{p}}W_\phi\Omega_{\mathrm{r}}+\dfrac{1}{I_x}d_\phi-k_4\dfrac{1}{I_x}\dot{\phi}\\ \ddot{\theta}=\dfrac{I_z-I_x}{I_y}\dot{\psi}\dot{\phi}+\dfrac{1}{I_y}M_\theta+\dfrac{1}{I_y}J_{\mathrm{p}}W_\theta\Omega_{\mathrm{r}}+\dfrac{1}{I_y}d_\theta-k_5\dfrac{1}{I_y}\dot{\theta}\\ \ddot{\psi}=\dfrac{I_x-I_y}{I_z}\dot{\phi}\dot{\theta}+\dfrac{1}{I_z}M_\psi+\dfrac{1}{I_z}d_\psi-k_6\dfrac{1}{I_z}\dot{\psi}\end{cases}\tag{1b}$$

式中：$[x,y,z]$和$[\phi,\theta,\psi]$分别为四旋翼无人机的位置和姿态角；$m_x=m_y=m_z=m$为四旋翼无人机的质量；$g$为重力加速度；$F_z$为由螺旋桨升力而改变的控制输入；$k_i(i=1,2,3,4,5,6)$为系统的气动阻尼系数；$d_i=\bar{d}_i+\hat{d}_i(i=x,y,z,\phi,\theta,\psi)$、$\hat{d}_i(i=x,y,z,\phi,\theta,\psi)$为外部扰动，$\bar{d}_x$、$\bar{d}_y$和$\bar{d}_z$代表$-\dot{m}V_x$、$-\dot{m}V_y$和$-\dot{m}V_z$，$\bar{d}_\phi$、$\bar{d}_\theta$和$\bar{d}_\psi$表示$-\dot{I}W_\phi$、$-\dot{I}W_\theta$和$-\dot{I}W_\psi$；$I_x$、$I_y$、$I_z$分别为绕$x$、$y$、$z$轴的转动惯量；$J_{\mathrm{p}}$为螺旋桨惯性矩；$\Omega_{\mathrm{r}}$为螺旋桨转速裕度；$\boldsymbol{V}=[V_x,V_y,V_z]^{\mathrm{T}}$分别为$x$、$y$、$z$方向的线速度；$\boldsymbol{W}=[W_\phi,W_\theta,W_\psi]^{\mathrm{T}}$为角速度；$M_\phi$、$M_\theta$、$M_\psi$分别为横滚力矩、俯仰力矩、偏航力矩。

定义$[x_1,x_2,x_3,x_4,x_5,x_6]^{\mathrm{T}}=[x,\dot{x},y,\dot{y},z,\dot{z}]^{\mathrm{T}}$和$[x_7,x_8,x_9,x_{10},x_{11},x_{12}]^{\mathrm{T}}=[\phi,\dot{\phi},\theta,\dot{\theta},\psi,\dot{\psi}]^{\mathrm{T}}$，则式(1a)和式(1b)所描述的四旋翼无人机数学模型可表示为如下位置子系统(2a)和姿态子系统(2b)：

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=\eta_{mx}u_x+\eta_{mx}d_x-\eta_{mx}k_1\dot{x}\\ \dot{x}_3=x_4\\ \dot{x}_4=\eta_{my}u_y+\eta_{my}d_y-\eta_{my}k_2\dot{y}\\ \dot{x}_5=x_6\\ \dot{x}_6=\eta_{mz}u_z+\eta_{mz}d_z-g-\eta_{mz}k_3\dot{z}\end{cases}\tag{2a}$$

$$\begin{cases}\dot{x}_7=x_8\\ \dot{x}_8=T_{m\phi}x_{10}x_{12}+\eta_{m\phi}\left(u_\phi+J_{\mathrm{p}}x_{10}\Omega_{\mathrm{r}}+d_\phi-k_4x_8\right)\\ \dot{x}_9=x_{10}\\ \dot{x}_{10}=T_{m\theta}x_{12}x_8+\eta_{m\theta}\left(u_\theta+J_{\mathrm{p}}x_8\Omega_{\mathrm{r}}+d_\theta-k_5x_{10}\right)\\ \dot{x}_{11}=x_{12}\\ \dot{x}_{12}=T_{m\psi}x_8x_{10}+\eta_{m\psi}\left(u_\psi+d_\psi-k_6x_{12}\right)\end{cases}\tag{2b}$$

式中：$\eta_{mx}=1/m_x,\eta_{my}=1/m_y,\eta_{mz}=1/m_z,\eta_{m\phi}=1/I_x,\eta_{m\theta}=1/I_y,\eta_{m\psi}=1/I_z,T_{m\phi}=\left(I_y-I_z\right)/I_x,T_{m\theta}=(I_z-I_x)/I_y,T_{m\psi}=\left(I_x-I_y\right)/I_z$；控制输入$u_\phi=M_\phi,u_\theta=M_\theta,u_\psi=M_\psi$，$u_x=(\cos\phi\sin\theta\cos\psi+\sin\phi\sin\psi)F_z$，$u_y=(\cos\phi\sin\theta\sin\psi-\sin\phi\cdot\cos\psi)F_z$，$u_z=F_z\cos\phi\cos\theta$。

**假设 1**　假设参数$\eta_{mx}$、$\eta_{my}$、$\eta_{mz}$、$\eta_{m\phi}$、$\eta_{m\theta}$和$\eta_{m\psi}$均是未知的, 其下界参数$\bar{\eta}_{mx}$、$\bar{\eta}_{my}$、$\bar{\eta}_{mz}$、$\bar{\eta}_{m\phi}$、$\bar{\eta}_{m\theta}$和$\bar{\eta}_{m\psi}$也是未知且均大于零; 气动阻尼系数$k_i(i=1,2,3,4,5,6)$是未知的且均大于零。

**假设 2**　假设以下条件成立: $\max\left\{|\eta_{m\phi}d_\phi|, |T_{m\phi}|\right\}\leqslant\check{T}_{m\phi}$, $\max\left\{|\eta_{m\theta}d_\theta|, |T_{m\theta}|\right\}\leqslant\check{T}_{m\theta}$, $\max\left\{|\eta_{m\psi}d_\psi|, |T_{m\psi}|\right\}\leqslant\check{T}_{m\psi}$, 其中, 上界参数$\check{T}_{m\phi}$, $\check{T}_{m\theta}$和$\check{T}_{m\psi}$均是未知的。同时, 假设以下不等式成立: $|\eta_{mx}d_x|\leqslant D_x$, $|\eta_{my}d_y|\leqslant D_y$, $|\eta_{mz}d_z|\leqslant D_z$, $|\eta_{mx}k_1|\leqslant G_x$, $|\eta_{my}k_2|\leqslant G_y$, $|\eta_{mz}k_3|\leqslant G_z$, $|\eta_{m\phi}k_4|\leqslant\check{N}_{m\phi}$, $|\eta_{m\theta}k_5|\leqslant\check{N}_{m\theta}$, $|\eta_{m\psi}k_6|\leqslant\check{N}_{m\psi}$, 其中, 上界参数$D_x$, $D_y$, $D_z$, $G_x$, $G_y$, $G_z$, $\check{N}_{m\phi}$, $\check{N}_{m\theta}$和$\check{N}_{m\psi}$是未知的。

**注 1**　考虑实际中四旋翼无人机执行任务时负载质量是变化的, 且动力学参数$I_x$、$I_y$、$I_z$、气动阻尼系数$k_i$和外部气流干扰的准确信息不容易获得, 因此, 控制器设计时不能利用这些参数的信息, 本文基于假设 1 和假设 2 设计控制器是合理的, 且更适用于实际情况。

**注 2**　综上描述可知, 本文研究考虑外界干扰及其上界是未知的, 系统参数 (负载、转动惯量等) 是未知的, 且负载和转动惯量可以是时变的, 更具工程实际意义, 克服了已有文献 [15-17] 中要求扰动上界或者系统参数 (负载、转动惯量等) 精确已知的限制, 研究问题更具挑战性。

**引理 1**[13]　对于任何常数$\upsilon>0$和任何变量$\chi\in\mathbf{R}$, 有如下关系成立:

$$\chi-\frac{\chi^2}{\sqrt{\chi^2+\upsilon^2}}\leqslant|\chi|-\frac{\chi^2}{\sqrt{\chi^2+\upsilon^2}}<\upsilon$$

## 2　自适应预定性能动态表面控制器

### 2.1　预定性能

为保证跟踪误差满足一定的暂态和稳态性能约束的要求, 引入正递减光滑性能函数$F_{bi}$, 其数学描述如下:

$$F_{bi}=\xi_0\mathrm{e}^{-at}+\xi_\infty\qquad i=1,3,5,7,9,11\tag{3}$$

式中: 调节参数$a$、$\xi_0$、$\xi_\infty$均为正常数。

本文设计控制器的目标是使跟踪误差$e_i(i=1,3,5,7,9,11)$的轨迹满足如下条件:

$$-d_2F_{bi}<e_i<d_1F_{bi}\qquad i=1,3,5,7,9,11\tag{4}$$

式中: 调节参数$d_1$和$d_2$均为正常数; $d_1F_{bi}$和$-d_2F_{bi}$分别为跟踪误差需要满足的预定性能的上界和下界。

综上, 合适地选择调节参数$a$、$\xi_0$、$\xi_\infty$、$d_1$和$d_2$, 可设定需要的预定性能约束。为使跟踪误差满足预定性能的约束, 对跟踪误差进行如下坐标变换:

$$z_i=\tan\left(\frac{\pi e_i}{2d_1F_{bi}}\right)q_i+\tan\left(\frac{\pi e_i}{2d_2F_{bi}}\right)(1-q_i)\tag{5}$$

式中:

$$q_i=\begin{cases}1 & e_i\geqslant0, i=1,3,5,7,9,11\\ 0 & e_i<0, i=1,3,5,7,9,11\end{cases}\tag{6}$$

从式 (5) 可以看出, 当$e_i(0)\in(-d_2F_{bi},d_1F_{bi})$时, 只要$z_i\to0$, 则$e_i\to0$, 且$e_i\in(-d_2F_{bi},d_1F_{bi})$。因此, 只要设计控制器能够保证$z_i\to0$, 就能保证跟踪误差$e_i$渐近稳定, 并且满足约束条件 (4)。

由式 (5) 进一步对$z_i$求导得到

$$\dot{z}_i=F_{bi}A_{Fi}\dot{e}_i-\dot{F}_{bi}A_{Fi}e_i\tag{7}$$

其中:

$$A_{Fi}=\sec^2\left(\frac{\pi e_i}{2d_1F_{bi}}\right)\left(\frac{\pi}{2d_1}\right)\frac{1}{F_{bi}^2}q_i+\sec^2\left(\frac{\pi e_i}{2d_2F_{bi}}\right)\left(\frac{\pi}{2d_2}\right)\frac{1}{F_{bi}^2}(1-q_i)\qquad i=1,3,5,7,9,11$$

### 2.2　位置子系统控制器设计

本节针对外环位置子系统设计预定性能控制器, 结合动态表面控制技术, 采用自适应方法对外界干扰、未知气动阻尼系数和未知的动力学参数进行自适应估计。

首先, 定义跟踪误差变量如下:

$$\begin{cases}e_1=x_1-x_{1\mathrm{d}}\\ e_2=x_2-\alpha_1\\ e_3=x_3-x_{3\mathrm{d}}\\ e_4=x_4-\alpha_3\\ e_5=x_5-x_{5\mathrm{d}}\\ e_6=x_6-\alpha_5\end{cases}\tag{8}$$

式中: $x_{1\mathrm{d}}$、$x_{3\mathrm{d}}$、$x_{5\mathrm{d}}$为给定的参考信号; $\alpha_i(i=1,3,5)$为虚拟控制输入。

定义边界层误差为

$$y_i=\alpha_{i-1}-\alpha_{i-1}^*\qquad i=2,4,6\tag{9}$$

式中: $\alpha_i^*(i=1,3,5)$为理想虚拟控制输入。

选择如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V_1=z_1^2/2\tag{10}$$

则$V_1$的导数可以写成如下形式:

$$\begin{aligned}\dot{V}_1&=z_1\dot{z}_1=z_1F_{b1}A_{F1}\dot{e}_1-z_1\dot{F}_{b1}A_{F1}e_1=\\&z_1F_{b1}A_{F1}\left(e_2+y_2+\alpha_1^*-\dot{x}_{1\mathrm{d}}\right)-z_1\dot{F}_{b1}A_{F1}e_1\leqslant\\&z_1F_{b1}A_{F1}\left(e_2+\frac{1}{2}z_1F_{b1}A_{F1}+\alpha_1^*-\dot{x}_{1\mathrm{d}}\right)+\\&\frac{1}{2}y_2^2-z_1\dot{F}_{b1}A_{F1}e_1\end{aligned}\tag{11}$$

设计理想的虚拟控制输入为

$$\alpha_1^*=-\frac{c_1}{F_{b1}A_{F1}}z_1+\dot{x}_{1\mathrm{d}}-\frac{1}{2}z_1F_{b1}A_{F1}+\frac{\dot{F}_{b1}}{F_{b1}}e_1$$

式中: 设计参数$c_1>0$。

将理想虚拟控制输入$\alpha_1^*$代入式 (11) 中, 得到

$$\dot{V}_1\leqslant z_1F_{b1}A_{F1}e_2-c_1z_1^2+\frac{1}{2}y_2^2\tag{12}$$

然后，选择 Lyapunov 函数$V_2$形式如下：

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}e_2^2 + \frac{1}{2}y_2^2 \tag{13}$$

对$V_2$求导，得到

$$\dot{V}_2 \leqslant z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} e_2 - c_1 z_1^2 + \frac{1}{2}y_2^2 + e_2\dot{e}_2 + y_2\dot{y}_2 \tag{14}$$

进一步定义一阶滤波器为

$$\lambda_2\dot{\alpha}_1 + \alpha_1 = \alpha_1^* \tag{15}$$

式中：$\lambda_2 > 0$为时间常数。

考虑到如下不等式成立：

$$\begin{aligned} y_2\dot{y}_2 =& y_2\left(-\frac{1}{\lambda_2}y_2 - \dot{\alpha}_1^*\right) \leqslant \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 \\ & \mu_2 \geqslant |\alpha_1^*| \end{aligned} \tag{16}$$

式中：$\gamma_2 > 0$。

将式 (16) 代入式 (14)，得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leqslant & z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} e_2 - c_1 z_1^2 + \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{1}{2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 + \\ & e_2(\eta_{mx}u_x + \eta_{mx}d_x - \eta_{mx}k_1 x_2 - \dot{\alpha}_1) \end{aligned} \tag{17}$$

设计位置子系统控制器：

$$\begin{cases} u_x = -\dfrac{e_2\bar{u}_x^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2}{\sqrt{e_2^2\bar{u}_x^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2 + \varepsilon_1^2}} \\ \bar{u}_x = c_2 e_2 - \dot{\alpha}_1 + \hat{D}_x \mathrm{sign}(e_2) + \\ \quad |x_2|\hat{G}_x \mathrm{sign}(e_2) + z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} \end{cases} \tag{18}$$

式中：设计参数$\varepsilon_1 > 0$，$c_2 > 0$；$\hat{D}_x$为$D_x$的估计；$\hat{G}_x$为$G_x$的估计；$\hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}$为$1/\bar{\eta}_{mx}$的估计。

根据引理 1 和控制器 (18)，式 (17) 可以重新写成如下形式：

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leqslant & -c_1 z_1^2 + z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} e_2 - \frac{e_2^2\bar{u}_x^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2}{\sqrt{e_2^2\bar{u}_x^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2 + \varepsilon_1^2}}\bar{\eta}_{mx} + |e_2|D_x + \\ & |e_2|G_x|x_2| - e_2\dot{\alpha}_1 + \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{1}{2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 \leqslant \\ & -c_1 z_1^2 + z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} e_2 - \bar{\eta}_{mx} e_2 \bar{u}_x \hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}} + \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + |e_2|D_x + \\ & |e_2|G_x|x_2| - e_2\dot{\alpha}_1 + \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{1}{2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 \leqslant \\ & -c_1 z_1^2 + z_1 F_{\mathrm{b1}} A_{\mathrm{F1}} e_2 + \bar{\eta}_{mx} e_2 \bar{u}_x \tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}} - e_2\bar{u}_x + \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + \\ & |e_2|D_x + |e_2|G_x|x_2| - e_2\dot{\alpha}_1 + \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{1}{2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \\ & \frac{1}{4}\gamma_2^2 \leqslant -c_1 z_1^2 - c_2 e_2^2 + \bar{\eta}_{mx} e_2 \bar{u}_x \tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}} + \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + |e_2|\tilde{D}_x + \\ & |e_2|\tilde{G}_x|x_2| + \left(-\frac{1}{\lambda_2} + \frac{1}{2} + \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 \end{aligned} \tag{19}$$

式中：$\tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}} = d_{\bar{\eta}_{mx}} - \hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}}$，$d_{\bar{\eta}_{mx}} = 1/\bar{\eta}_{mx}$；$\tilde{D}_x = D_x - \hat{D}_x$；$\tilde{G}_x = G_x - \hat{G}_x$。

选择总的 Lyapunov 函数$V_x$为

$$V_x = V_2 + \frac{1}{2r_1}\bar{\eta}_{mx}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2 + \frac{1}{2r_2}\tilde{D}_x^2 + \frac{1}{2r_3}\tilde{G}_x^2 \tag{20}$$

式中：设计参数$r_1 > 0, r_2 > 0, r_3 > 0$。

设计自适应律为

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{mx}} = r_1 e_2 \bar{u}_x - \delta_1 r_1 \hat{d}_{\bar{\eta}_{mx}} \tag{21}$$

$$\dot{\hat{D}}_x = r_2|e_2| - \delta_2 r_2 \hat{D}_x \tag{22}$$

$$\dot{\hat{G}}_x = r_3|e_2||x_2| - \delta_3 r_3 \hat{G}_x \tag{23}$$

式中：设计参数$\delta_1 > 0, \delta_2 > 0, \delta_3 > 0$。

对$V_x$进行求导，得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_x = & -c_1 z_1^2 - c_2 e_2^2 + \bar{\eta}_{mx} e_2 \bar{u}_x \tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}} + \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + |e_2|\tilde{D}_x + \\ & |e_2|\tilde{G}_x|x_2| - \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 - \\ & \frac{1}{r_1}\bar{\eta}_{mx}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}}\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{mx}} - \frac{1}{r_2}\tilde{D}_x\dot{\hat{D}}_x - \frac{1}{r_3}\tilde{G}_x\dot{\hat{G}}_x \leqslant \\ & -c_1 z_1^2 - c_2 e_2^2 - \frac{\delta_1}{2}\bar{\eta}_{mx}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{mx}}^2 - \frac{\delta_2}{2}\tilde{D}_x^2 - \frac{\delta_3}{2}\tilde{G}_x^2 + \\ & \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + \frac{\delta_1}{2}\bar{\eta}_{mx}d_{\bar{\eta}_{mx}}^2 + \frac{\delta_2}{2}D_x^2 + \frac{\delta_3}{2}G_x^2 - \\ & \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)y_2^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2 \leqslant -\chi_1 V_x + \Sigma_x \end{aligned} \tag{24}$$

式中：

$$\chi_1 = \min\left\{2c_1, 2c_2, \delta_1 r_1, \delta_2 r_2, \delta_3 r_3, 2\left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_2^2}{\gamma_2^2}\right)\right\}$$

$$\Sigma_x = \bar{\eta}_{mx}\varepsilon_1 + \frac{\delta_1}{2}\bar{\eta}_{mx}d_{\bar{\eta}_{mx}}^2 + \frac{\delta_2}{2}D_x^2 + \frac{\delta_3}{2}G_x^2 + \frac{1}{4}\gamma_2^2$$

同理，控制器$u_y$和$u_z$可以分别设计为

$$\begin{cases} u_y = -\dfrac{e_4\bar{u}_y^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{my}}^2}{\sqrt{e_4^2\bar{u}_y^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{my}}^2 + \varepsilon_3^2}} \\ \bar{u}_y = c_4 e_4 - \dot{\alpha}_3 + \hat{D}_y \mathrm{sign}(e_4) + |x_4|\hat{G}_y \mathrm{sign}(e_4) + \\ \quad z_3 F_{\mathrm{b3}} A_{\mathrm{F3}} \end{cases} \tag{25}$$

$$\begin{cases} u_z = -\dfrac{e_6\bar{u}_z^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mz}}^2}{\sqrt{e_6^2\bar{u}_z^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{mz}}^2 + \varepsilon_5^2}} \\ \bar{u}_z = c_6 e_6 - \dot{\alpha}_5 + \hat{D}_z \mathrm{sign}(e_6) + |x_6|\hat{G}_z \mathrm{sign}(e_6) + \\ \quad z_5 F_{\mathrm{b5}} A_{\mathrm{F5}} - g \end{cases} \tag{26}$$

式中：设计参数 $\varepsilon_3, \varepsilon_5 > 0, c_4, c_6 > 0$；$\hat{D}_y$为$D_y$的估计；$\hat{G}_y$为$G_y$的估计；$\hat{d}_{\bar{\eta}_{my}}$为$1/\bar{\eta}_{my}$的估计；$\hat{D}_z$为$D_z$的估计；$\hat{G}_z$为$G_z$的估计；$\hat{d}_{\bar{\eta}_{mz}}$为$1/\bar{\eta}_{mz}$的估计。

理想虚拟控制输入$\alpha_3^*$和$\alpha_5^*$分别为

$$\alpha_3^* = -\frac{c_3}{F_{\mathrm{b3}}A_{\mathrm{F3}}}z_3 + \dot{x}_{3\mathrm{d}} - \frac{1}{2}z_3 F_{\mathrm{b3}} A_{\mathrm{F3}} + \frac{\dot{F}_{\mathrm{b3}}}{F_{\mathrm{b3}}}e_3 \tag{27}$$

$$\alpha_5^* = -\frac{c_5}{F_{\mathrm{b5}}A_{\mathrm{F5}}}z_5 + \dot{x}_{5\mathrm{d}} - \frac{1}{2}z_5 F_{\mathrm{b5}} A_{\mathrm{F5}} + \frac{\dot{F}_{\mathrm{b5}}}{F_{\mathrm{b5}}}e_5 \tag{28}$$

式中：设计参数$c_3 > 0, c_5 > 0$。

使$\alpha_3^*$和$\alpha_5^*$分别通过一阶滤波器$\lambda_4\dot{\alpha}_3 + \alpha_3 = \alpha_3^*$和$\lambda_6\dot{\alpha}_5 + \alpha_5 = \alpha_5^*$，其中，时间常数$\lambda_4 > 0, \lambda_6 > 0$。

此外，自适应律可以设计为

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{my}} = r_4 e_4 \bar{u}_y - \delta_4 r_4 \hat{d}_{\bar{\eta}_{my}} \tag{29}$$

$$\dot{\hat{D}}_y = r_5|e_4| - \delta_5 r_5 \hat{D}_y \tag{30}$$

$$\dot{\hat{G}}_y = r_6|e_4||x_4| - \delta_6 r_6 \hat{G}_y \tag{31}$$

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{mz}} = r_7 e_6 \bar{u}_z - \delta_7 r_7 \hat{d}_{\bar{\eta}_{mz}} \tag{32}$$

$$\dot{\hat{D}}_z = r_8|e_6| - \delta_8 r_8 \hat{D}_z \tag{33}$$

$$\dot{\hat{G}}_z = r_9|e_6||x_6| - \delta_9 r_9 \hat{G}_z \tag{34}$$

式中: 设计参数$r_i > 0, \delta_i > 0, i = 4,5,6,7,8,9$。

### 2.3　姿态子系统控制器设计

本节设计内环姿态子系统控制器, 首先, 通过姿态提取算法, 2 个子系统相互连接, 有如下关系: $u_x=(\cos\phi\sin\theta\cos\psi+\sin\phi\sin\psi)F_z$, $u_y=(\cos\phi\sin\theta\sin\psi-\sin\phi\cos\psi)F_z$, $u_z = F_z\cos\phi\cos\theta$, 可以得到内环部分姿态角的参考输入:

$$x_{7\mathrm{d}} = \phi_{\mathrm{d}} = \arcsin\left(\frac{u_x\sin\psi_{\mathrm{d}} - u_y\cos\psi_{\mathrm{d}}}{\sqrt{u_x^2+u_y^2+u_z^2}}\right) \tag{35}$$

$$x_{9\mathrm{d}} = \theta_{\mathrm{d}} = \arctan\left(\frac{u_x\cos\psi_{\mathrm{d}} + u_y\sin\psi_{\mathrm{d}}}{u_z}\right) \tag{36}$$

定义姿态的跟踪误差如下:

$$\begin{cases} e_7 = x_7 - x_{7\mathrm{d}} \\ e_9 = x_9 - x_{9\mathrm{d}} \\ e_{11} = x_{11} - x_{11\mathrm{d}} \\ e_8 = x_8 - \alpha_7 \\ e_{10} = x_{10} - \alpha_9 \\ e_{12} = x_{12} - \alpha_{11} \end{cases} \tag{37}$$

式中: $\alpha_7$、$\alpha_9$、$\alpha_{11}$为虚拟控制输入; $x_{7\mathrm{d}}$、$x_{9\mathrm{d}}$、$x_{11\mathrm{d}}$为姿态角的参考信号。

边界层误差定义如下:

$$y_i = \alpha_{i-1} - \alpha_{i-1}^* \qquad i = 8,10,12 \tag{38}$$

式中: $\alpha_7^*$、$\alpha_9^*$、$\alpha_{11}^*$为理想虚拟控制输入。

选择 Lyapunov 函数$V_\phi$为如下形式:

$$V_\phi = V_{\phi 2} + V_{\phi 3} \tag{39}$$

式中: $V_{\phi 2} = V_{\phi 1} + \frac{1}{2}e_8^2 + \frac{1}{2}y_8^2$, $V_{\phi 1} = \frac{1}{2}z_7^2$; $V_{\phi 3} = V_{\phi 2} + \frac{1}{2r_{10}}\cdot\bar{\eta}_{m\phi}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2 + \frac{1}{2r_{11}}\tilde{\check{T}}_{m\phi}^2 + \frac{1}{2r_{12}}\tilde{\check{N}}_{m\phi}^2$。设计参数$r_{10} > 0, r_{11} > 0$, $r_{12} > 0$, $\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}} = d_{\bar{\eta}_{m\phi}} - \hat{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}$, $\tilde{\check{T}}_{m\phi} = \check{T}_{m\phi} - \hat{\check{T}}_{m\phi}$, $\tilde{\check{N}}_{m\phi} = \check{N}_{m\phi} - \hat{\check{N}}_{m\phi}$, $\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}$为 $d_{\bar{\eta}_{m\phi}} = 1/\bar{\eta}_{m\phi}$的估计, $\hat{\check{T}}_{m\phi}$为$\check{T}_{m\phi}$的估计, $\hat{\check{N}}_{m\phi}$为$\check{N}_{m\phi}$的估计。

对式 (39) 中所定义的$V_{\phi 1}$进行求导, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\phi 1} &= z_7\dot{z}_7 = z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}\dot{e}_7 - z_7\dot{F}_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}e_7 = \\ &\quad z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}\left(e_8 + y_8 + \alpha_7^* - \dot{x}_{7\mathrm{d}}\right) - z_7\dot{F}_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}e_7 \leqslant \\ &\quad z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}\left(e_8 + \frac{1}{2}z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7} + \alpha_7^* - \dot{x}_{7\mathrm{d}}\right) + \\ &\quad \frac{1}{2}y_8^2 - z_7\dot{F}_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}e_7 \end{aligned} \tag{40}$$

设计理想的虚拟控制输入为

$$\alpha_7^* = -\frac{c_7}{F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}}z_7 + \dot{x}_{7\mathrm{d}} - \frac{1}{2}z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7} + \frac{\dot{F}_{\mathrm{b}7}}{F_{\mathrm{b}7}}e_7$$

式中: 设计参数$c_7 > 0$。

使理想的虚拟控制输入$\alpha_7^*$通过一阶滤波器:

$$\lambda_8\dot{\alpha}_7 + \alpha_7 = \alpha_7^*$$

式中: 时间常数$\lambda_8 > 0$。

对式 (39) 中定义的$V_{\phi 2}$进行求导, 并将$\alpha_7^*$代入$V_{\phi 2}$的导数得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\phi 2} &= \dot{V}_{\phi 1} + e_8\dot{e}_8 + y_8\dot{y}_8 \leqslant z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7}e_8 - c_7z_7^2 + \\ &\quad e_8\left[x_{10}x_{12}T_{m\phi} + \eta_{m\phi}\left(u_\phi + x_{10}J_{\mathrm{p}}\Omega_{\mathrm{r}} + d_\phi - k_4x_8\right) - \dot{\alpha}_7\right] - \\ &\quad \left(\frac{1}{\lambda_8} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_8^2}{\gamma_8^2}\right)y_8^2 + \frac{1}{4}\gamma_8^2 \end{aligned} \tag{41}$$

式中: $\mu_8 \geqslant |\alpha_7^*|$; $\gamma_8 > 0$。

设计姿态子系统控制器:

$$\begin{cases} u_\phi = -x_{10}J_{\mathrm{p}}\Omega_{\mathrm{r}} - \dfrac{e_8\bar{u}_\phi^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2}{\sqrt{e_8^2\bar{u}_\phi^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2 + \varepsilon_7^2}} \\ \bar{u}_\phi = c_8e_8 - \dot{\alpha}_7 + [|x_{10}x_{12}| + 1]\hat{\check{T}}_{m\phi}\mathrm{sign}(e_8) + \\ \qquad |x_8|\hat{\check{N}}_{m\phi}\mathrm{sign}(e_8) + z_7F_{\mathrm{b}7}A_{\mathrm{F}7} \end{cases} \tag{42}$$

式中: 设计参数$\varepsilon_7 > 0, c_8 > 0$。

然后, 根据引理 1 和控制器 (42), 式 (41) 可以重新写成如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\phi 2} &\leqslant \bar{\eta}_{m\phi}e_8\bar{u}_\phi\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}} + \bar{\eta}_{m\phi}\varepsilon_7 - c_8e_8^2 - c_7z_7^2 + \\ &\quad |e_8|[|x_{10}x_{12}| + 1]\tilde{\check{T}}_{m\phi} + |e_8||x_8|\tilde{\check{N}}_{m\phi} - \\ &\quad \left(\frac{1}{\lambda_8} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_8^2}{\gamma_8^2}\right)y_8^2 + \frac{1}{4}\gamma_8^2 \end{aligned} \tag{43}$$

设计自适应律为如下形式:

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{m\phi}} = r_{10}e_8\bar{u}_\phi - r_{10}\delta_{10}\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}} \tag{44}$$

$$\dot{\hat{\check{T}}}_{m\phi} = r_{11}(|x_{10}x_{12}| + 1)|e_8| - r_{11}\delta_{11}\hat{\check{T}}_{m\phi} \tag{45}$$

$$\dot{\hat{\check{N}}}_{m\phi} = r_{12}|x_8||e_8| - r_{12}\delta_{12}\hat{\check{N}}_{m\phi} \tag{46}$$

式中: 设计参数$r_i > 0, \delta_i > 0, i = 10,11,12$。

进一步, 对 Lyapunov 函数$V_\phi$求导, 并将式 (44)～式 (46) 代入$V_\phi$的导数, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi &= \dot{V}_{\phi 2} + \dot{V}_{\phi 3} = -c_7z_7^2 - c_8e_8^2 + |e_8|[|x_{10}x_{12}| + 1]\tilde{\check{T}}_{m\phi} + \\ &\quad |e_8||x_8|\tilde{\check{N}}_{m\phi} + \bar{\eta}_{m\phi}e_8\bar{u}_\phi\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}} + \bar{\eta}_{m\phi}\varepsilon_7 - \frac{1}{r_{10}}\bar{\eta}_{m\phi}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{m\phi}} - \\ &\quad \frac{1}{r_{11}}\tilde{\check{T}}_{m\phi}\dot{\hat{\check{T}}}_{m\phi} - \frac{1}{r_{12}}\hat{\check{N}}_{m\phi}\dot{\hat{\check{N}}}_{m\phi} - \left(\frac{1}{\lambda_8} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_8^2}{\gamma_8^2}\right)y_8^2 + \\ &\quad \frac{1}{4}\gamma_8^2 \leqslant -c_7z_7^2 - c_8e_8^2 + \bar{\eta}_{m\phi}\varepsilon_7 - \frac{\delta_{10}}{2}\bar{\eta}_{m\phi}\tilde{d}_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2 - \\ &\quad \frac{\delta_{11}}{2}\tilde{\check{T}}_{m\phi}^2 - \frac{\delta_{12}}{2}\tilde{\check{N}}_{m\phi}^2 + \frac{\delta_{10}}{2}\bar{\eta}_{m\phi}d_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2 + \frac{\delta_{11}}{2}\check{T}_{m\phi}^2 + \frac{\delta_{12}}{2}\check{N}_{m\phi}^2 - \\ &\quad \left(\frac{1}{\lambda_8} - \frac{1}{2} - \frac{\mu_8^2}{\gamma_8^2}\right)y_8^2 + \frac{1}{4}\gamma_8^2 \leqslant -\chi_\phi V_\phi + \Sigma_\phi \end{aligned} \tag{47}$$

式中:

$$\chi_\phi=\min\left\{2c_7,2c_8,\delta_{10}r_{10},\delta_{11}r_{11},\delta_{12}r_{12},2\left(\frac{1}{\lambda_8}-\frac{1}{2}-\frac{\mu_8^2}{\gamma_8^2}\right)\right\}$$

$$\Sigma_\phi=\bar{\eta}_{m\phi}\varepsilon_7+\frac{\delta_{10}}{2}\bar{\eta}_{m\phi}d_{\bar{\eta}_{m\phi}}^2+\frac{\delta_{11}}{2}\check{T}_{m\phi}^2+\frac{\delta_{12}}{2}\check{N}_{m\phi}^2+\frac{1}{4}\gamma_8^2$$

同理，设计控制器$u_\theta$和$u_\psi$为

$$\begin{cases}u_\theta=-x_8J_{\mathrm{p}}\Omega_{\mathrm{r}}-\dfrac{e_{10}\bar{u}_\theta^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\theta}}^2}{\sqrt{e_{10}^2\bar{u}_\theta^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\theta}}^2+\varepsilon_9^2}}\\ \bar{u}_\theta=c_{10}e_{10}-\dot{\alpha}_9+[|x_8x_{12}|+1]\hat{\check{T}}_{m\theta}\mathrm{sign}(e_{10})+\\ \quad|x_{10}|\hat{\check{N}}_{m\theta}\mathrm{sign}(e_{10})+z_9F_{\mathrm{b9}}A_{\mathrm{F9}}\end{cases}\tag{48}$$

$$\begin{cases}u_\psi=-\dfrac{e_{12}\bar{u}_\psi^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\psi}}^2}{\sqrt{e_{12}^2\bar{u}_\psi^2\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\psi}}^2+\varepsilon_{11}^2}}\\ \bar{u}_\psi=c_{12}e_{12}-\dot{\alpha}_{11}+[|x_8x_{10}|+1]\hat{\check{T}}_{m\psi}\mathrm{sign}(e_{12})+\\ \quad|x_{12}|\hat{\check{N}}_{m\psi}\mathrm{sign}(e_{12})+z_{11}F_{\mathrm{b11}}A_{\mathrm{F11}}\end{cases}\tag{49}$$

式中：设计参数$\varepsilon_9,\varepsilon_{11}>0,c_{10},c_{12}>0$；$\hat{\check{T}}_{m\theta}$为$\check{T}_{m\theta}$的估计；$\hat{\check{N}}_{m\theta}$为$\check{N}_{m\theta}$的估计；$\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\theta}}$为$d_{\bar{\eta}_{m\theta}}=1/\bar{\eta}_{m\theta}$的估计；$\hat{\check{T}}_{m\psi}$为$\check{T}_{m\psi}$的估计；$\hat{\check{N}}_{m\psi}$为$\check{N}_{m\psi}$的估计；$\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\psi}}$为$d_{\bar{\eta}_{m\psi}}=1/\bar{\eta}_{m\psi}$的估计。

理想虚拟控制输入$\alpha_9^*$和$\alpha_{11}^*$为

$$\alpha_9^*=-\frac{c_9}{F_{\mathrm{b9}}A_{\mathrm{F9}}}z_9+\dot{x}_{9\mathrm{d}}-\frac{1}{2}z_9F_{\mathrm{b9}}A_{\mathrm{F9}}+\frac{\dot{F}_{\mathrm{b9}}}{F_{\mathrm{b9}}}e_9\tag{50}$$

$$\alpha_{11}^*=-\frac{c_{11}}{F_{\mathrm{b11}}A_{\mathrm{F11}}}z_{11}+\dot{x}_{11\mathrm{d}}-\frac{1}{2}z_{11}F_{\mathrm{b11}}A_{\mathrm{F11}}+\frac{\dot{F}_{\mathrm{b11}}}{F_{\mathrm{b11}}}e_{11}\tag{51}$$

式中：设计参数$c_9>0,c_{11}>0$。

使理想虚拟控制输入$\alpha_9^*$和$\alpha_{11}^*$分别通过一阶滤波器$\lambda_{10}\dot{\alpha}_9+\alpha_9=\alpha_9^*$和$\lambda_{12}\dot{\alpha}_{11}+\alpha_{11}=\alpha_{11}^*$，其中，时间常数$\lambda_{10}>0,\lambda_{12}>0$。

此外，设计自适应律为

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{m\theta}}=r_{13}e_{10}\bar{u}_\theta-r_{13}\delta_{13}\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\theta}}\tag{52}$$

$$\dot{\hat{\check{T}}}_{m\theta}=r_{14}(|x_8x_{12}|+1)|e_{10}|-r_{14}\delta_{14}\hat{\check{T}}_{m\theta}\tag{53}$$

$$\dot{\hat{\check{N}}}_{m\theta}=r_{15}|x_{10}||e_{10}|-r_{15}\delta_{15}\hat{\check{N}}_{m\theta}\tag{54}$$

$$\dot{\hat{d}}_{\bar{\eta}_{m\psi}}=r_{16}e_{12}\bar{u}_\psi-r_{16}\delta_{16}\hat{d}_{\bar{\eta}_{m\psi}}\tag{55}$$

$$\dot{\hat{\check{T}}}_{m\psi}=r_{17}(|x_8x_{10}|+1)|e_{12}|-r_{17}\delta_{17}\hat{\check{T}}_{m\psi}\tag{56}$$

$$\dot{\hat{\check{N}}}_{m\psi}=r_{18}|x_{12}||e_{12}|-r_{18}\delta_{18}\hat{\check{N}}_{m\psi}\tag{57}$$

式中：设计参数$r_i>0,\delta_i>0,i=13,14,15,16,17,18$。

综上分析，针对四旋翼无人机系统进行控制器设计可以得到如下结论。

**定理1** 对于四旋翼无人机的位置子系统(2a)和姿态子系统(2b)，当$e_i(0)\in(-d_2F_{\mathrm{b}i},d_1F_{\mathrm{b}i})$时，采用控制器(18)、(25)、(26)、(42)、(48)、(49)及自适应律(21)～(23)、(29)～(34)、(44)～(46)、(52)～(57)，可保证闭环系统的跟踪误差一致最终有界稳定，且在整个动态过程中，位置子系统和姿态子系统的跟踪误差均满足预定的性能约束：$-d_2F_{\mathrm{b}i}<e_i(t)<d_1F_{\mathrm{b}i}$，$i=1,3,5,7,9,11$。

## 3 数值仿真

为验证定理1所提出的自适应预定性能动态表面控制方法的有效性，本节进行了数值仿真。仿真时搭建四旋翼无人机系统模型，系统参数设置为：$p_1=0.1\sin(10t)$，$\eta_{mx}=\eta_{my}=\eta_{mz}=0.67+p_1$，$\eta_{m\phi}=\eta_{m\theta}=33+5p_1$，$\eta_{m\psi}=25+5p_1$；转动惯量参数为：$I_x=I_y=1/(33+5p_1)$，$I_z=1/(25+5p_1)$；重力加速度$g=9.8\ \mathrm{m/s^2}$，外部干扰信号和气动阻尼系数分别设置为：$\hat{d}_x=\hat{d}_y=\hat{d}_z=0.08\sin(5t)$，$\hat{d}_\phi=\hat{d}_\theta=\hat{d}_\psi=0.08\times\sin(5t)$，$k_1=k_2=k_3=0.08\sin(5t)$，$k_4=k_5=k_6=0.08\sin(5t)$。此外，参考输入信号：$[x_{\mathrm{d}},y_{\mathrm{d}},z_{\mathrm{d}},\psi_{\mathrm{d}}]^{\mathrm{T}}=(0.5\sin t,0.5\times\cos t,0.1t,0)^{\mathrm{T}}$。四旋翼无人机的位置和姿态的初始状态分别设置为：$[0.5\ \mathrm{m},1\ \mathrm{m},0.1\ \mathrm{m}]^{\mathrm{T}}$和$[0.1\ \mathrm{m},0.1\ \mathrm{m},1\ \mathrm{m}]^{\mathrm{T}}$。

预定性能函数的参数选取为：$d_1=1,d_2=0.9$，$a=1,\xi_0=2,\xi_\infty=0.1$；采用定理1所提出的控制器(18)、(25)、(26)、(42)、(48)、(49)和自适应律(21)～(23)、(29)～(34)、(44)～(46)、(52)～(57)进行仿真，其中控制器和自适应律中设计参数选取为：$c_1=10$，$c_2=c_4=2,c_3=7,c_5=9,c_6=2,c_7=10,c_8=6,c_9=12$，$c_{10}=c_{12}=10,c_{11}=8,r_1=0.1,r_2=0.1,r_3=0.3,r_4=0.2$，$r_5=0.1,r_6=0.2,r_7=0.1,r_8=2,r_9=0.1,r_{10}=1,r_{11}=0.1$，$r_{12}=0.7,r_{13}=0.1,r_{14}=r_{15}=r_{16}=r_{17}=r_{18}=0.1,\delta_2=0.01$，$\delta_3=0.08,\delta_4=\delta_5=0.01,\delta_6=0.03,\delta_7=0.02,\delta_8=0.001$，$\delta_9=0.03,\delta_{10}=0.001,\delta_{11}=0.06,\delta_{12}=0.001,\delta_{13}=\delta_{14}=\delta_{15}=0.01,\delta_{16}=\delta_{17}=\delta_{18}=0.01,\varepsilon_1=0.000\,1,\varepsilon_3=0.000\,2$，$\varepsilon_5=0.000\,1,\varepsilon_7=0.000\,1,\varepsilon_9=0.01,\lambda_2=0.1,\lambda_4=0.1$，$\lambda_6=0.1,\lambda_8=\lambda_{10}=0.1,\lambda_{12}=0.5$。

采用本文所设计的自适应预定性能控制器，得到的仿真结果如图1～图3所示。其中，图1给出了三维跟踪轨迹，以五角星为起点的曲线为期望轨迹，以星号为起点的曲线为四旋翼无人机的实际轨迹，可以看出，四旋翼无人机快速到达期望轨迹，并一直保持跟踪状态。图2和图3分别给出了四旋翼无人机位置的跟踪轨迹和姿态的跟踪轨迹。从图1～图3可以看出，四旋翼无人机能够很好地跟踪上参考输入信号。图4和图5分别给出了位置环$e_1,e_3,e_5$和姿态环$e_7,e_9,e_{11}$的跟踪误差曲线，同时，为了更清楚显示出跟踪误差满足预定暂态和稳态性能约束，2幅图中均画出了预定性能函数曲线。可以看出，位置环和姿态环的跟踪误差最终一致有界稳定，并且在整个动态过程中均不超出预定性能

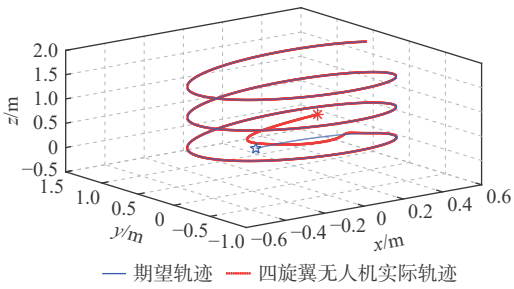



图 1　三维跟踪轨迹

Fig. 1　3-D tracking trajectory

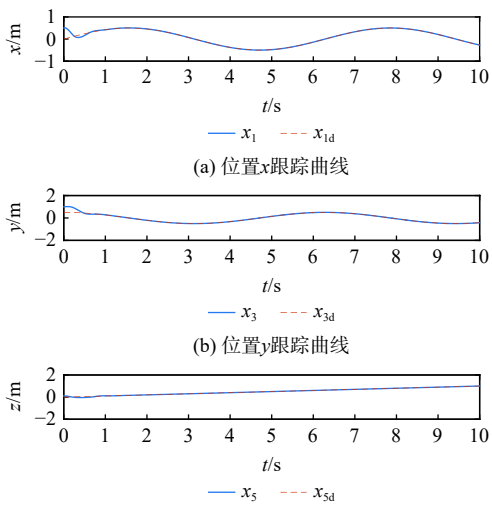



图 2　位置跟踪曲线

Fig. 2　Curves of position tracking

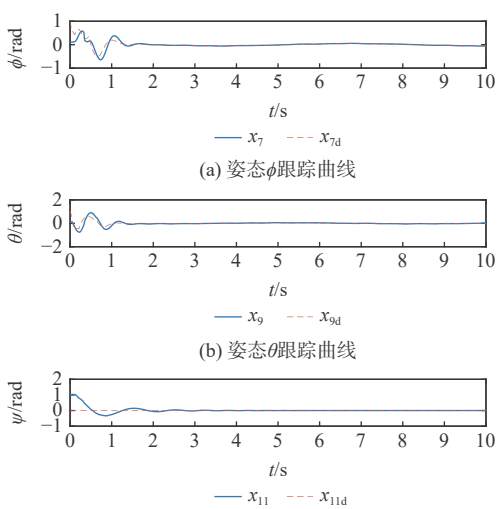



图 3　姿态跟踪曲线

Fig. 3　Curves of attitude tracking

函数曲线的上下界。

此外, 为了清楚表明定理 1 所提出预定性能控制器的有效性和优越性, 与无预定性能约束的跟踪控制进行比较, 得到的仿真结果如图 6～图 11 所示。图 6～图 11 分别给出了位置$x,y,z$和姿态$\phi,\theta,\psi$的跟踪误差对比曲线, 并且为了更清楚, 对曲线图进行了局部放大。很容易看出,无预定性能约束跟踪控制不能保证跟踪误差满足预定性能约束,

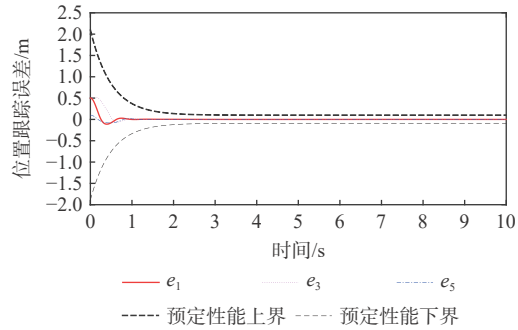



图 4　位置跟踪误差

Fig. 4　Position tracking errors

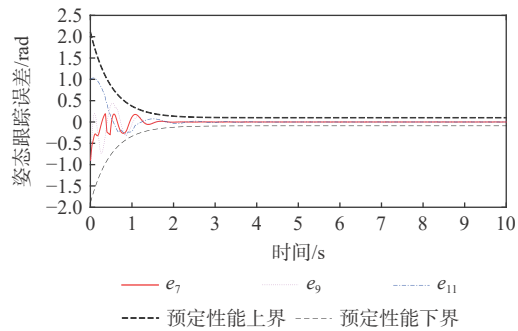



图 5　姿态跟踪误差

Fig. 5　Attitude tracking errors

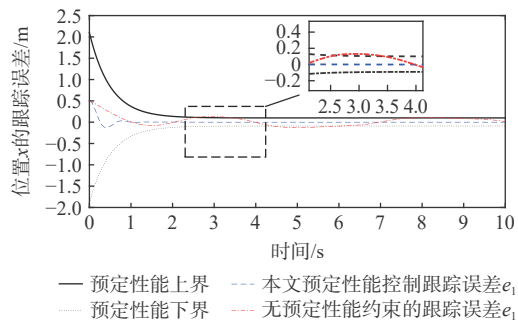



图 6　位置$x$的跟踪误差曲线

Fig. 6　Tracking error curves of position $x$

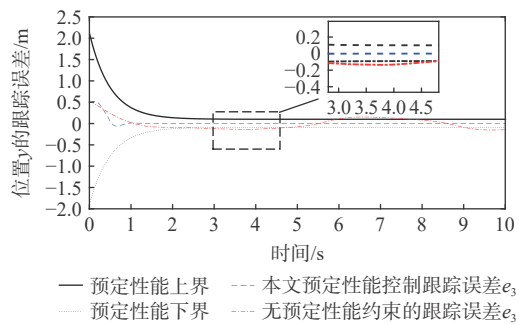



图 7　位置$y$的跟踪误差曲线

Fig. 7　Tracking error curves of position $y$

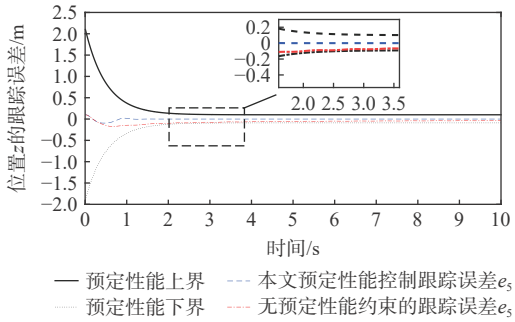



图 8 位置 $z$ 的跟踪误差曲线

Fig. 8 Tracking error curves of position $z$

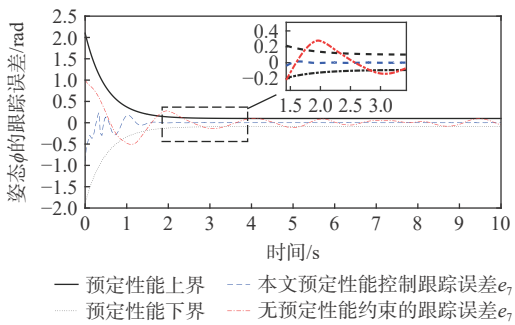



图 9 姿态$\phi$的跟踪误差曲线

Fig. 9 Tracking error curves of attitude $\phi$

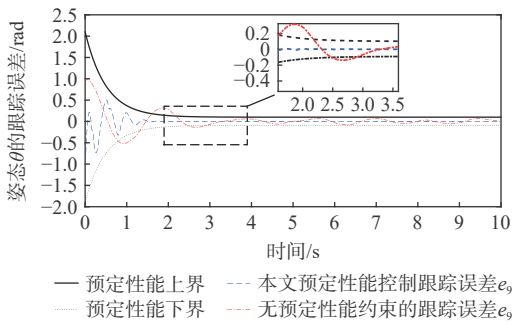



图 10 姿态$\theta$的跟踪误差曲线

Fig. 10 Tracking error curves of attitude $\theta$

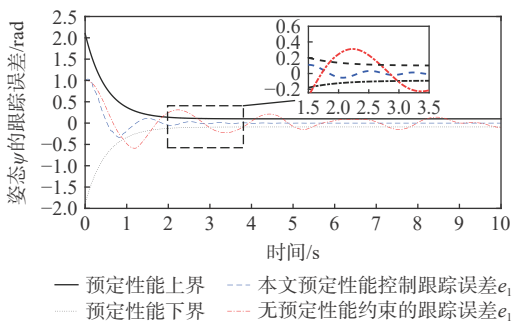



图 11 姿态$\psi$的跟踪误差曲线

Fig. 11 Tracking error curves of attitude $\psi$

且跟踪性能较差,而本文所提出的控制器能够使位置和姿态的跟踪误差最终一致有界稳定,且能保证整个动态过程中满足预定的暂态和稳态的性能要求,具有良好的暂稳态性能,可以很好地缩短系统的收敛时间,减小超调量,减小稳态误差。

## 4 结 论

1)本文针对动力学参数未知和负载变化的四旋翼无人机系统,提出了一种新的鲁棒自适应预定性能动态表面控制方案,保证了闭环系统位置和姿态的跟踪误差均最终一致有界稳定,且满足预定的暂稳态性能要求。

2)克服了外界未知干扰和空气阻力对系统性能的影响,取消了现有研究要求四旋翼无人机系统负载或动力学参数精确已知的限制。

3)新的坐标变换的引入及动态表面控制技术的融合,简化了控制器的设计。

### 参考文献(References)

[1] BOUABDALLAH S, SIEGWARTR. Full control of a quadrotor [C]//Proceedings of the International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2007: 153-158.

[2] MINH D H, TAREK H, PASCAL M, et al. A control approach for thrust-propelled underactuated vehicles and its application to VTOL drones[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(8): 1837-1853.

[3] ROBERTS A, TAYEBI A. Adaptive position tracking of VTOL UAVs[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 27(1): 129-142.

[4] XU Z W, NIAN X H, WANG H B, et al. Robust guaranteed cost tracking control of quadrotor UAV with uncertainties[J]. ISA Transactions, 2017, 69: 157-165.

[5] ZHANG X, XIAN B, ZHAO B, et al. Autonomous flight control of a nano quadrotor helicopter in a GPS-denied environment using on-board vision of quadrotor UAVs with time varying disturbances [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(10): 6392-6403.

[6] RAMIREZ R H, PARRA V V, SANCHEZ O A, et al. Robust backstepping control based on integral sliding modes for tracking of quadrotors[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2014, 73(1-4): 51-66.

[7] WU X W, XIAO B, QU Y H. Modeling and sliding mode-based attitude tracking control of a quadrotor UAV with time-varying mass[J]. ISA Transactions, 2022, 124: 436-443.

[8] LIU H, LI D J, ZUO Z Y, et al. Robust three-loop trajectory tracking control for quadrotors with multiple uncertainties[J]. IEEE Transactionson Industrial Electronics, 2016, 63(4): 2263-2274.

[9] LIU H, ZHAO W B, ZUO Z Y, et al. Robust control for quadrotors with multiple time-varying uncertainties and delays[J]. IEEE Transactionson Industrial Electronics, 2017, 64(2): 1303-1312.

[10] GONG X, BAI Y, HOU Z C, et al. Backstepping sliding mode tracking control of quad-rotor under input saturation[J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2012, 5(4): 515-532.

[11] 沈智鹏, 曹晓明. 输入受限四旋翼飞行器的模糊自适应动态面轨迹跟踪控制[J]. 控制与决策, 2019, 34(7): 1401-1408.
SHEN Z P, CAO X M. Fuzzy adaptive dynamic surface trajectory

tracking control for quadrotor UAV with input constraints[J]. Journal of Control and Decision, 2019, 34(7): 1401-1408(in Chinese).

[12] 陈龙胜, 宁晓明. 四旋翼无人机预设性能非线性PI串级姿态控制[J]. 应用科学学报, 2019, 37(1): 137-150.
CHEN L S, NING X M. Nonlinear PI cascade attitude control with prescribed performance for a quadrotor UAV[J]. Journal of Applied Sciences, 2019, 37(1): 137-150(in Chinese).

[13] HUA C C, CHEN J N, GUAN X P. Adaptive prescribed performance control of QUAVs with unknown time-varying payload and wind gust disturbance[J]. Journal of the Franklin Institute, 2018, 355(14): 6323-6338.

[14] WU X J, ZHENG W Y, ZHOU X X, et al. Adaptive dynamic surface and sliding mode tracking control for uncertain QUAV with time-varying load and appointed-time prescribed performance[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(8): 4178-4208.

[15] LIU Z L, XIONG L, SHI W X. Trajectory tracking control for a QUAV with performance constraints[J]. IEEE Access, 2019, 7: 142467-142477.

[16] 赵广磊, 高儒帅, 陈健楠. 具有执行器故障的四旋翼无人机自适应预定性能控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(9): 2103-2112.
ZHAO G L, GAO R S, CHEN J N. Adaptive prescribed performance control of quadrotor with unknown actuator fault[J]. Journal of Control and Decision, 2021, 36(9): 2103-2112(in Chinese).

[17] 呼忠权, 华长春, 张柳柳. 具有时变扰动的四旋翼无人机有限时间预定性能控制[J]. 控制与决策, 2022, 37(12): 3215-3222.
HU Z Q, HUA C C, ZHANG L L. Finitetime prescribed performance control of quadrotor UAVs with time varying disturbances[J]. Journal of Control and Decision, 2022, 37(12): 3215-3222(in Chinese).

# Prescribed performance control for quadrotor UAV with unknown kinetic parameters

WU Xiaojing[1,*], HAN Xinrui[1], WU Xueli[1], LUO Xiaoyuan[2], SHAO Shikai[1]

(1. School of Electrical Engineering, Hebei University of Science and Technology, Shijiazhuang 050018, China;
2. School of Electrical Engineering, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

**Abstract**: A new double closed loop and prescribed performance control method based on adaptive dynamic-surface frames is proposed for the uncertain quadrotor UAV with unknown external airflow disturbance, air resistance and time-varying load. During the design process, the four-rotor UAV system is decoupled into two loops: the outer loop position subsystem and the inner loop attitude subsystem, connected by attitude extraction algorithm. For the position and attitude subsystems, the unknown dynamic parameters, air resistance and external interference of the system are estimated by using the adaptive method. A new coordinate transformation is then introduced to act on the tracking errors. Based on the Lyapunov stability theory, a new method is proposed for the design of a prescribed performance controller to make the tracking error of the closed-loop system uniform, achieving ultimate bounded stability. The transient and steady-state performance requirements are met in the whole dynamic process. Compared with the existing results, our results overcome the limitations of accurately known system kinetic parameters and loads, and avoid the complicated inverse process in the design of the prescribed performance control. Finally, the simulation examples are provided to verify the effectiveness and superiority of the proposed method.

**Keywords**: quadrotor UAV; prescribed performance control; position subsystem; attitude subsystem; external disturbance; time-varying load

**Received**: 2021-11-30; **Accepted**: 2022-03-11; **Published Online**: 2022-04-08 11:10

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220407.2017.003.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (62003129,61903122); Graduate Innovation Funding Project of Hebei University of Science and Technology (XJCXZZSS2022014)

* **Corresponding author**. E-mail: wuxiaojing013@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0728

# 带有轮缘密封的涡轮动叶轮毂端壁造型

何振鹏，周佳星，辛佳，杨成全，孙爱俊*，黎柏春

(中国民航大学 航空工程学院，天津 300300)

**摘 要**：为通过主动端壁控制技术减弱轮缘密封流对主流通道的影响，基于轮毂端壁静压对高压涡轮动叶端壁非轴对称端壁造型，分析了转静间隙密封流与主流相互作用及端壁造型后损失减弱的效果。结果表明：非轴对称端壁造型后密封流对主流通道的堵塞减弱，主流质量流量增加，合理控制端壁造型幅值能够提升涡轮级工作效率；靠近动叶前缘向上凸起的端壁造型增加了轮缘密封腔出口位置的径向压力梯度，增大了燃气入侵与密封出流的强度；主动端壁控制技术降低了主流通道内的横向压力梯度和轮毂二次流结构径向位置，减弱了由密封流引起的二次流损失；密封流质量流量比为1.2%时，造型幅值为5%和8%模型二次流动能分别减少了1.18%和3.76%。

**关 键 词**：非轴对称端壁；轮缘密封；燃气入侵；密封效率；端区流动

**中图分类号**：V231.3

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2596-12

涡轮是燃气轮机中的关键部件，负责将燃烧室出口燃气能量转换为旋转机械功。高压涡轮具有小展弦比、大折转角、高气流速度等特点，端区二次流流动较强，造成的损失占总损失的30%～50%[1]。

非轴对称端壁造型是有效抑制涡轮叶栅流道内二次流损失的方法之一。Rose[2]首次提出Rose Profile端壁造型方法，并给出端壁设计基本原理，上凸端壁型线促使气流加速流动，静压降低，下凹端壁型线则使气流减速，静压升高。自此，国内外学者在非轴对称端壁造型方法和流动传热机理方面开展了大量研究。Harvey等[3]在Rose[2]的研究基础上，周向造型函数选用Fourier级数中的前3项，轴向造型以B样条曲线拟合数据点，提出了FAITH端壁成型方法。Hartland和Gregory-Smith[4]为了通过端壁曲面造型减小端区内的横向压力梯度，将造型叶片中弧线应用到端壁的造型设计中，提出了叶型中弧线旋转法。李国君等[5]基于压力面与吸力面的压差，选取周期为2个栅距的正弦函数对端壁进行周向造型，提出三角函数法。郑金等[6]在此基础上改进了端壁的轴向造型方法，提出压差法。那振喆[7]进一步优化了端壁轴向造型方法，将Bezier曲线与三角函数相结合提出新的造型方法。

为防止主流燃气入侵涡轮转静盘腔间隙，一般采用轮缘密封结构与冷气流进行密封，密封流与主流相互作用对端区二次流结构产生显著影响，且造成严重的气动损失[8-11]。因此，涡轮设计与运行过程中如何减弱密封流对于主流道的影响成为目前研究的重点内容。国外研究起步较早，Schuepbach[12]、Rezasoltani等[13]分析了轮缘密封结构与非轴对称端壁造型对于涡轮气动参数的影响，并且将二者结合起来分析主流道内流动变化，发现轮缘密封流增加了通道内的周向压力梯度，导致非轴对称端壁提升的涡轮级效率降低。Regina等[14]将轮缘密封结构、轮毂非轴对称端壁及叶片的弯掠造型结合起来，发现每增加1%密封流质量流量，改进轮缘密封结构与非轴对称端壁造型分别提升涡轮级效率0.62%和0.25%。国内，程舒娴等[15]对动叶前缘下端壁进行了凹凸造型，发现凸壁面端壁减少了轮缘

**收稿日期**：2021-12-03；**录用日期**：2022-03-25；**网络出版时间**：2022-04-13 10:37
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.1329.002.html
**基金项目**：中央高校基本科研业务费专项资金(3122019075)
* **通信作者**. E-mail：saj_gadfly@sohu.com

*引用格式：何振鹏，周佳星，辛佳，等. 带有轮缘密封的涡轮动叶轮毂端壁造型[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2596-2607. HE Z P，ZHOU J X，XIN J，et al. Endwall profiling of turbine blade hub with rim seal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2596-2607 (in Chinese).*

密封的最小密封冷气量, 凹壁面端壁降低了涡轮级效率。陶志等[16]研究了动叶轮毂端壁非轴对称端壁造型后的载荷变化和气膜冷却性能, 指出叶栅通道前部的非轴对称端壁造型会增强二次流, 降低端壁的气膜有效度, 叶栅通道后部的非轴对称端壁造型减弱通道涡, 降低叶栅的总压损失系数。姚韵嘉、祝培源等[17-18]研究了不同轮缘密封质量流量对叶片端壁传热性能的影响及间隙位置与端壁气膜有效度的相关性关系。张垲垣等[19]开展了带有转静间隙射流的非轴对称端壁造型多目标优化研究, 分析了优化设计前后端壁的冷却性能, 发现非轴对称端壁造型通过抑制二次流的发展降低了叶片的泛冷却效率。

目前, 主动端壁造型研究一般未在造型前考虑转静间隙密封流的影响, 多关注造型后流道内密封流的发展变化。造型范围也仅限于动静叶间隙之间或涡轮通道内某一部位, 这样的设计虽然在一定程度上减弱了涡轮内二次流损失, 但由于密封流在动叶前缘与通道内均产生影响, 在整个涡轮通道内进行统一造型更有利于抑制密封流对于涡轮效率的不利影响。

因此, 本文采用更接近真实工况的轮缘密封结构, 改进压差法造型方法, 将密封腔出口至动叶前缘与通道内轮毂端壁进行统一造型, 对比分析了造型前后涡轮气动性能及密封效率的变化, 以期为涡轮结构设计与部件优化提供相应参考。

## 1　研究对象和研究方法

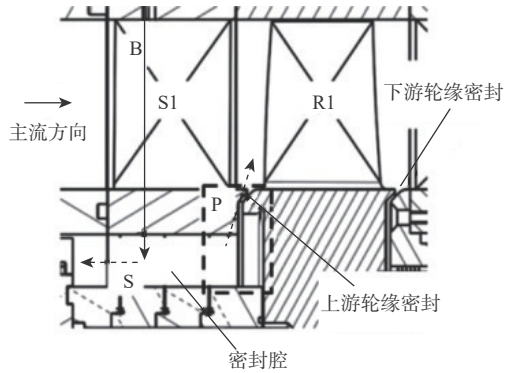
### 1.1　研究对象

选取瑞士联邦理工学院叶轮机械实验室 LISA1.5 级涡轮为研究对象, 详细的设计过程和气动参数参见文献 [20]; 同时为了适应研究需要, 依据文献 [21] 对研究模型做出相应调整。图 1 给出了本文所使用模型的示意图和轮缘密封结构相关参数。

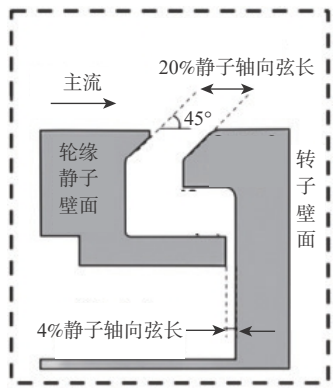
### 1.2　数值方法

为节省计算资源并满足周期性边界要求, 涡轮叶片数由 36∶54∶36 约化为 2∶3∶2, 整体叶型结构保持不变。采用 ANSYS CFX 18.0 求解三维 RANS 方程, 湍流模型采用 SST。工质为理想气体, 转静交界面采用 Frozen Rotor 模型。

涡轮主流通道和轮缘密封结构网格由 AutoGrid5/IGG 生成。为了减小插值计算所带来的误差, 密封腔体与涡轮主流通道交界面处采用轴向和周向节点完全匹配的网格, 并在壁面附近加密, 如图 2 所示。壁面第 1 层网格距离为 1 μm, 满足湍流模型




(a) LISA1.5级涡轮实验台[20]




(b) 轮缘密封结构[21]

图 1　本文模型示意图[20-21]

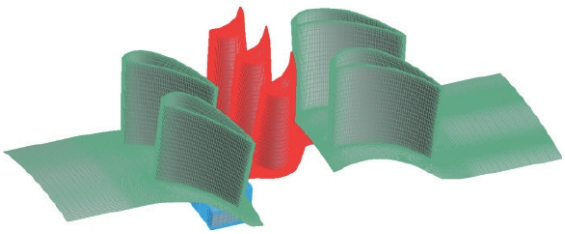
Fig. 1　Schematic of the proposed model[20-21]

$y^+\approx1$ 的要求。经网格无关性验证后, 计算网格总数确定为 849 万, 其中, 第 1 列静叶网格数约为 190 万, 动叶网格数约为 354 万, 第 2 列静叶网格数约为 200 万, 密封腔体网格数约为 105 万。

数值模拟中, 主流进口为压力进口边界条件, 给定总温 328.15 K 和总压 140 kPa。出口为压力出口边界条件, 给定静压。动叶转速为 2 700 r/min, 固体壁面为光滑、绝热、无滑移壁面。密封腔体进口为质量流量进口边界条件, 给定总温 323.15 K 和密封流质量流量。靠近静叶侧密封腔壁面设置为静止壁面, 靠近动叶侧密封腔壁面设置为转动壁面。密封流质量流量 $M_{IR}$ 以密封流质量流量占主流质量流量比值的形式给出, 所选用密封流质量流量 $M_{IR}$ 分别为 0.8%、1.2%、1.6%。计算无密封原型端壁作为对比, 详细的边界条件见文献 [21]。

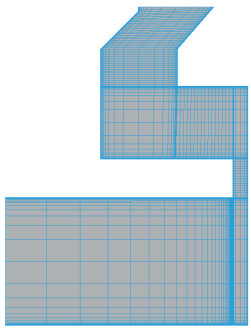
参考实验中轮缘密封密封效率的测量方法, 在数值实验中添加附加变量表示密封效率的变化。密封流中加入一定体积分数的不与主流和密封流气体发生反应的示踪气体, 在计算收敛后, 测量主流道内示踪气体体积分数来分析前后腔轮缘密封气流的分布。密封效率 $\varepsilon_c$ 定义为

$$\varepsilon_c=\frac{c_s-c_a}{c_o-c_a} \tag{1}$$



(a) 计算域网格划分

(b) 轮毂网格



(c) 轮缘密封网格

图 2 带有密封腔的 LISA1.5 级涡轮计算网格划分

Fig. 2 Computation mesh of LISA 1.5-stage turbine with rim seal cavity

式中：$c_a$ 为主流进气时的示踪气体体积分数；$c_s$ 为参考点的示踪气体体积分数；$c_o$ 为冷气流进口处示踪气体体积分数。计算中，将密封腔入口示踪气体体积分数设为 1，主流进口设为 0，即 $c_o = 1$，$c_a = 0$；密封效率$\varepsilon_c$等于示踪气体的体积分数。

### 1.3 计算验证

为验证所选用数值方法的准确性，图 3 给出了无密封结构时数值模拟结果与实验测量数据[20]的对比结果，依次为入口总压系数、静动叶出口马赫数、总压损失系数沿径向分布。

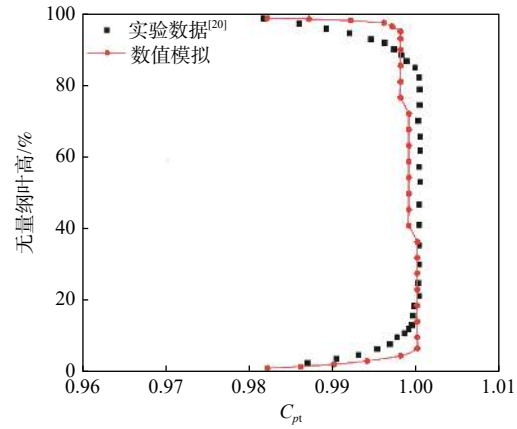
总压系数和总压损失系数定义为

$$C_{pt} = \frac{p_t - p_{s,out}}{p_{t,in} - p_{s,out}} \tag{2}$$

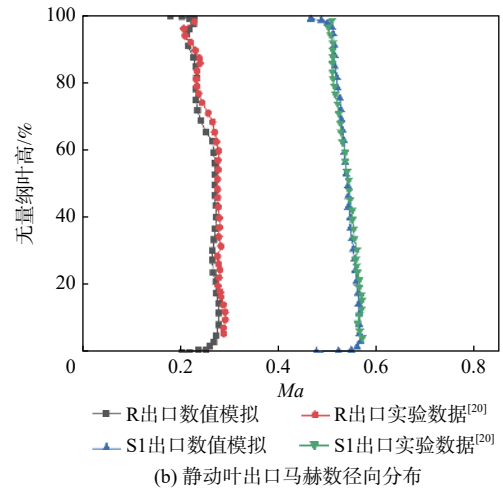
$$Y = \frac{p_{t,in} - p_{t,out}}{p_{t,out} - p_{s,out}} \tag{3}$$

式中，$p_t$ 为当地总压；$p_{t,in}$ 为入口总压；$p_{s,out}$ 为出口静压；$p_{t,out}$ 为出口总压。

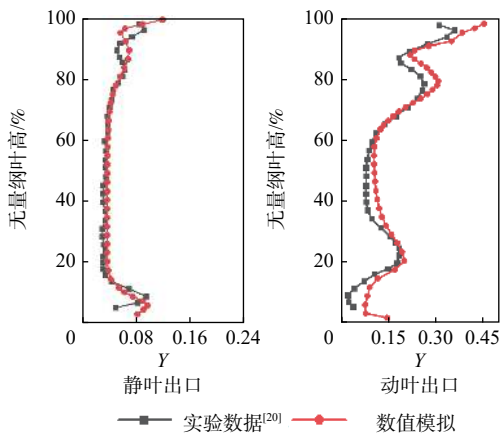
对比数值模拟与实验测量结果可以发现，各参




(a) 入口总压系数$C_{pt}$径向分布




(b) 静动叶出口马赫数径向分布




(c) 静动叶出口总压损失系数径向分布

图 3 实验与数值模拟结果对比

Fig. 3 Comparison of experimental results with calculated results

量最大相对误差不超过 5%，故认为本文所采用的数值方法能够准确模拟带有轮缘密封结构的涡轮内部流场。

### 1.4 非轴对称端壁造型

为通过主动端壁控制造型减弱轮缘密封流与主流相互作用造成的端区气动损失，基于轮毂静压对动叶轮毂端壁进行非轴对称造型，基本步骤如下：

**步骤 1** 测定轮毂静压。先计算出无密封原型

端壁 (original EW) 静压与带有轮缘密封结构轮毂基准端壁 (baseline EW) 静压, 如图 4 所示。

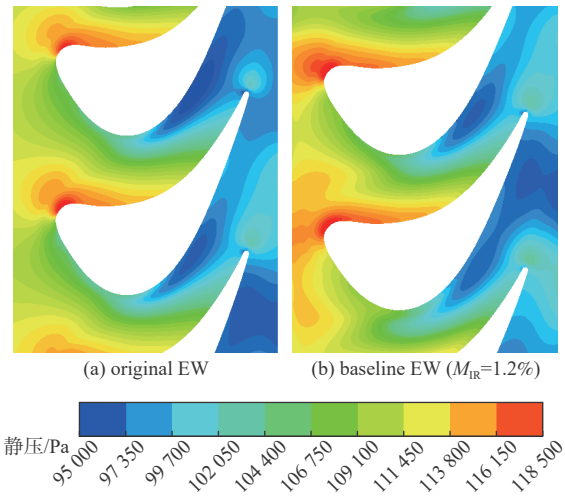



图 4　轮毂静压分布

Fig. 4　Static pressure distribution on hub

**步骤 2**　端壁面控制点划分。造型的范围限定在动叶通道入口至出口之间, 起始 Cut 线设置在通道入口处, 由于尾缘至通道出口位置横向压差较小, 不设置 Cut 线。自通道入口开始沿轴向等距截取 9 条 Cut 线, 每条线上等间距取 10 个点, 共得到 90 个控制点。端壁控制点分布如图 5 所示。Start Cut 线位于轮缘密封出口位置, 保持其不变, 端壁造型自第 2 条 Cut 线开始。这样既未对盘腔造成影响, 又实现了对前缘至密封腔出口位置轮毂端壁的造型。

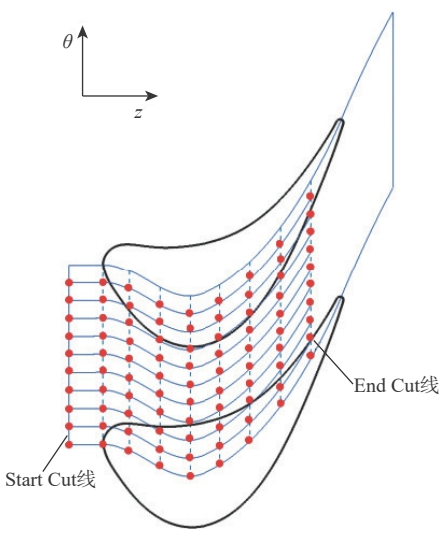



图 5　轮毂端壁控制点划分

Fig. 5　Distribution of asymmetric control points on endwall

**步骤 3**　周向造型函数 $R(\theta)$。为有效控制通道质量流量变化, 改善动叶端区流动, 沿叶栅周向端壁型线设计采用正弦函数构建, 既保证了单通道内端壁曲线的光滑, 又在吸力面形成凹面, 压力面形成凸面, 有效控制质量流量变化。

非轴对称端壁曲面的生成函数为

$$R(\theta)=A(z)\sin\left[\frac{\pi}{\theta_{PS}-\theta_{SS}}\left(\theta-\frac{\theta_{PS}+\theta_{SS}}{2}\right)\right]$$
$$\theta_{SS}\leqslant\theta\leqslant\theta_{PS} \tag{4}$$

式中: 常数 $\theta_{SS}$ 和 $\theta_{PS}$ 分别为轮毂吸力面和压力面旋转坐标 $\theta$ 值, 如图 6 所示; SS 代表叶片的吸力面, PS 代表叶片的压力面; $A(z)$ 为端壁型面幅值控制函数, 表示各轴向位置端壁型面的凸凹幅度。

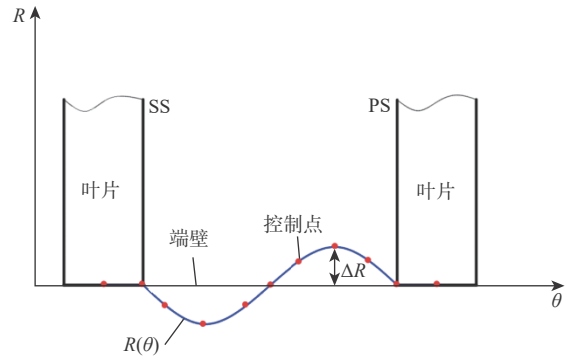



图 6　非轴对称端壁周向造型示意图

Fig. 6　Schematic diagram of non-axisymmetric endwall circumscribed profile

**步骤 4**　端壁型面幅值控制函数 $A(z)$。由于周向造型控制函数以涡轮通道中线为基础平面进行正弦函数造型, 在确定各轴向位置端壁造型幅值时, 本文将压差法中压力面与吸力面压差确定造型幅值改为由通道内压力与通道中点压力差确定造型幅值, 既减小了吸力面与压力面压差, 又使轴向端壁造型更为连续。

求出各轴向位置处对应的离散计算网格点的压差值, 并记录最大的压差值:

$$\Delta p=\max(p-p_{mid}) \tag{5}$$

式中: $p$ 为当地静压; $p_{mid}$ 为每条 Cut 线中间点处静压。

各离散轴向位置处端壁型线幅值由式(6)确定:

$$A(z)=CH\frac{p-p_{mid}}{\Delta p} \tag{6}$$

式中: $H$ 为动叶叶高; $C$ 为幅值控制系数, 调整 $C$ 值可以控制端壁型面的凸凹幅度, $C$ 值按照叶高的百分比选取。

**步骤 5**　拟合轴向造型。由式 (6) 计算出的离散幅值控制函数不能保证光滑连续, 为保证轴向端壁型线的光滑, 采用 B 样条对式 (6) 计算出的离散幅值进行拟合。

**步骤 6**　生成非轴对称端壁。使用商业软件 Numeca 内置的 Auto-Blade 模块对动叶轮毂进行造型。控制动叶轮毂端壁为幅值控制系数 $C$ 为 5%、8% 叶高, 得到端壁造型 Nonaxi EW 5% 和 Nonaxi

EW 8%。图 7 和 8 分别给出了端壁造型二维云图和三维示意图。

**步骤 7** 验证非轴对称端壁型面。图 9 给出了 $M_{IR}$=1.2% 时不同幅值动叶轮毂端壁静压分布。与图 4 对比可知，实线箭头所示位置为造型后前缘马蹄涡回流区与压力面高压区域的端壁上凸，使得该位置气流加速流动，静压降低，端区前缘至通道中部压力面与吸力面间的横向压力梯度减弱，气流由压力面向吸力面偏转减弱；虚线箭头所示位置为通道中部吸力面低压区端壁下凹，使得该位置气流减速，静压升高，与压力面压差减小，轮毂二次流形成过程中强度减弱。

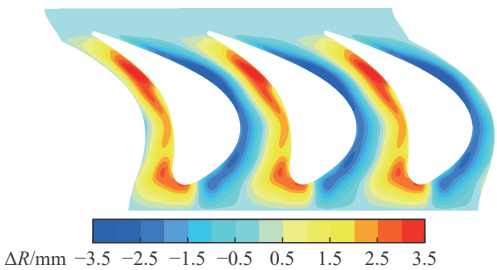



图 7 非轴对称端壁 5% 叶高幅值造型轮毂 $\Delta R$ 云图

Fig. 7 $\Delta R$ contour of non-axisymmetric endwall Nonaxi EW5%

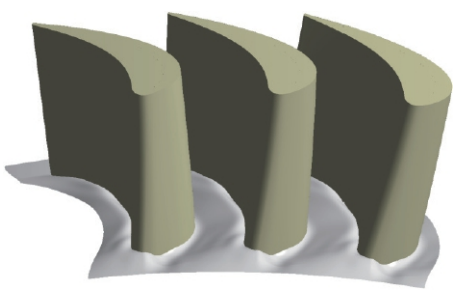


图 8 非轴对称端壁 5% 叶高幅值造型三维示意图

Fig. 8 Three-dimensional schematic diagram of non-axisymmetric endwall Nonaxi EW5%

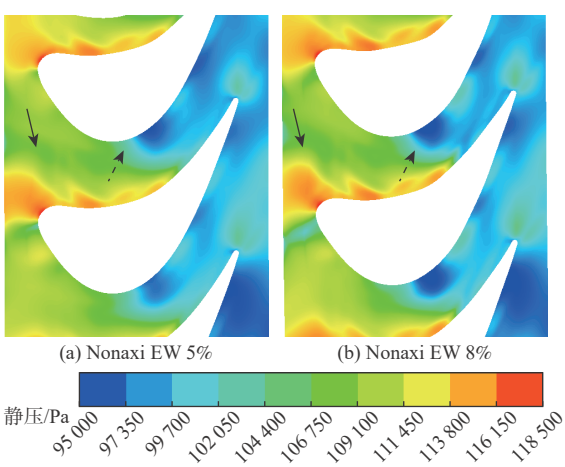



图 9 非轴对称端壁造型轮毂静压云图

Fig. 9 Static pressure distribution contours of non-axisymmetric endwalls

图 10 给出了 $M_{IR}$=0.8% 时端壁造型前后动叶吸力面静压分布。对比图 10(a)、(b) 可知，动叶前缘上凸的端壁造型使得位置 A 高压区域沿吸力面移动，提升了整个动叶通道吸力面静压；叶中位置下凹的端壁造型使得位置 B 低压区域轴向扩张减弱，缓解了通道内轴向压力损失，增强了流动的稳定性；位置 C 上凸的端壁造型使得轮毂沿径向形成了压力梯度，整体较弱，对于通道内流动影响较弱。

综上可知，非轴对称端壁造型不但改变了轮毂压力，使得动叶端区流动更加稳定，而且对于通道内气流流动有着相应的促进作用。

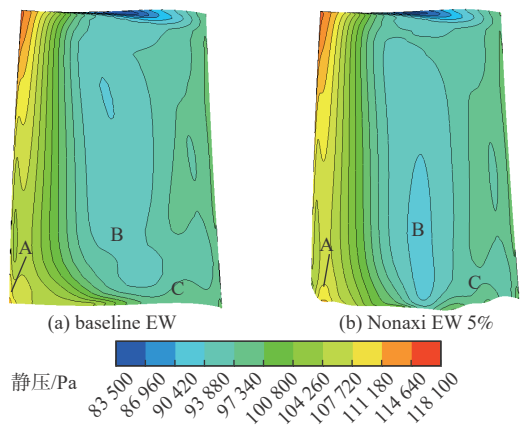



图 10 吸力面静压分布

Fig. 10 Pressure on blade suction side

## 2 结果分析

### 2.1 气动性能

表 1 给出了不同工况下第 1 级涡轮效率和通道内质量流量。根据文献 [21]，涡轮效率定义为

$$\eta_{tt}=\frac{\dfrac{\omega M}{m_{main}c_pT_{t,in}}}{1-\left(1-\dfrac{M_{IR}}{100}\right)\left(\dfrac{P_{t,ex}}{P_{t,in}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}-\dfrac{M_{IR}}{100}\left(\dfrac{P_{t,ex}}{P_{t,cav}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \tag{7}$$

式中：$\omega$ 为转速；$M$ 为转子扭矩；$m_{main}$ 为主流质量流量；$c_p$ 为定压比热容；$T_{t,in}$ 为主流进口总温；$\kappa$ 为比热比；$P_{t,ex}$ 为叶栅出口总压；$P_{t,in}$ 为主流进口总压；$P_{t,cav}$ 为轮缘密封进口总压。

由表 1 可知，密封流的出现降低了涡轮工作效率，同时由于其对主流道的堵塞作用导致涡轮主流道内质量流量降低。$M_{IR}$=0.8% 相较于无密封结构，级效率降低 0.321 6%，质量流量降低 0.087 8 kg/s；$M_{IR}$=1.2% 时，级效率降低 0.379 8%，质量流量降低 0.126 kg/s；$M_{IR}$=1.6% 时，级效率降低 0.429 1%，质量流量降低 0.171 2 kg/s。非轴对称端壁 Nonaxi EW 5%：$M_{IR}$=0.8% 时，相较于原型端壁级效率提升 0.009 7%，

表 1　第 1 级涡轮效率

Table 1　1-stage turbine efficiency

| 计算模型 | 效率/% | 质量流量/(kg·s$^{-1}$) |
|---|---|---|
| original EW | 90.009 2 | 11.460 5 |
| baseline EW, $M_{IR}$=0.8% | 89.687 6 | 11.372 7 |
| baseline EW, $M_{IR}$=1.2% | 89.629 4 | 11.334 5 |
| baseline EW, $M_{IR}$=1.6% | 89.580 1 | 11.289 3 |
| Nonaxi EW 5%, $M_{IR}$=0.8% | 89.697 3 | 11.427 1 |
| Nonaxi EW 5%, $M_{IR}$=1.2% | 89.655 1 | 11.395 5 |
| Nonaxi EW 5%, $M_{IR}$=1.6% | 89.728 8 | 11.359 3 |
| Nonaxi EW 8%, $M_{IR}$=0.8% | 89.240 7 | 11.433 3 |
| Nonaxi EW 8%, $M_{IR}$=1.2% | 89.281 6 | 11.397 3 |
| Nonaxi EW 8%, $M_{IR}$=1.6% | 89.415 1 | 11.361 2 |

质量流量增加 0.054 4 kg/s; $M_{IR}$=1.2% 时, 相较于原型端壁级效率提升 0.025 7, 质量流量增加 0.061 kg/s; $M_{IR}$=1.6% 时, 相较于原型端壁级效率提升 0.148 7%, 质量流量增加 0.07 kg/s。非轴对称端壁 Nonaxi EW 8%: $M_{IR}$=0.8% 时, 相较于原型端壁级效率降低 0.446 9%, 质量流量增加 0.060 6 kg/s; $M_{IR}$=1.2% 时, 相较于原型端壁级效率降低 0.347 8%, 质量流量增加 0.062 8 kg/s; $M_{IR}$=1.6% 时, 相较于原型端壁级效率降低 0.165%, 质量流量增加 0.071 9 kg/s。

轮缘密封流影响后的轮毂静压非轴对称端壁造型减轻了密封流对于主流通道的堵塞, 增加了流道内质量流量, 端壁幅值±5% 范围内涡轮级效率升高; 端壁幅值为±8% 时, 主流道质量流量增加, 涡轮级效率降低。表明轮毂端壁造型幅值需控制在合理范围内。

为明确端壁造型对涡轮整体设计参数的影响, 图 11 给出了 $M_{IR}$=1.2% 时第 1 级涡轮流量因子、载荷系数、反力度沿叶高分布。对比 original EW 与 baseline EW 曲线可以发现, 轮缘密封流改变了 80% 叶高以下动叶通道内的流量因子, 轮毂至 25% 叶高以下流量因子低于无密封结构; 25%～80% 叶高流量因子高于无密封结构, 极大值径向位置升高。非轴对称端壁造型后, 5% 叶高以下密封流的堵塞作用缓解, 流量因子增加。5%～80% 叶高区域, Nonaxi EW 5% 和 Nonaxi EW 8% 曲线相较于 baseline EW 曲线更加贴近于 original EW 曲线, 表明非轴对称端壁造型整体上改善了密封流对于主流道的影响。

对比图 11(b) 中 original EW 与 baseline EW 曲线可以发现, 动叶载荷系数减小, 涡轮的工作效率降低。非轴对称端壁造型后, 30% 叶高以下载荷系数降低, 且端壁造型幅值越大, 载荷系数降低越明显。表明端壁造型形成的凸起与凹陷的轮毂端壁影响了端区气流周向速度。

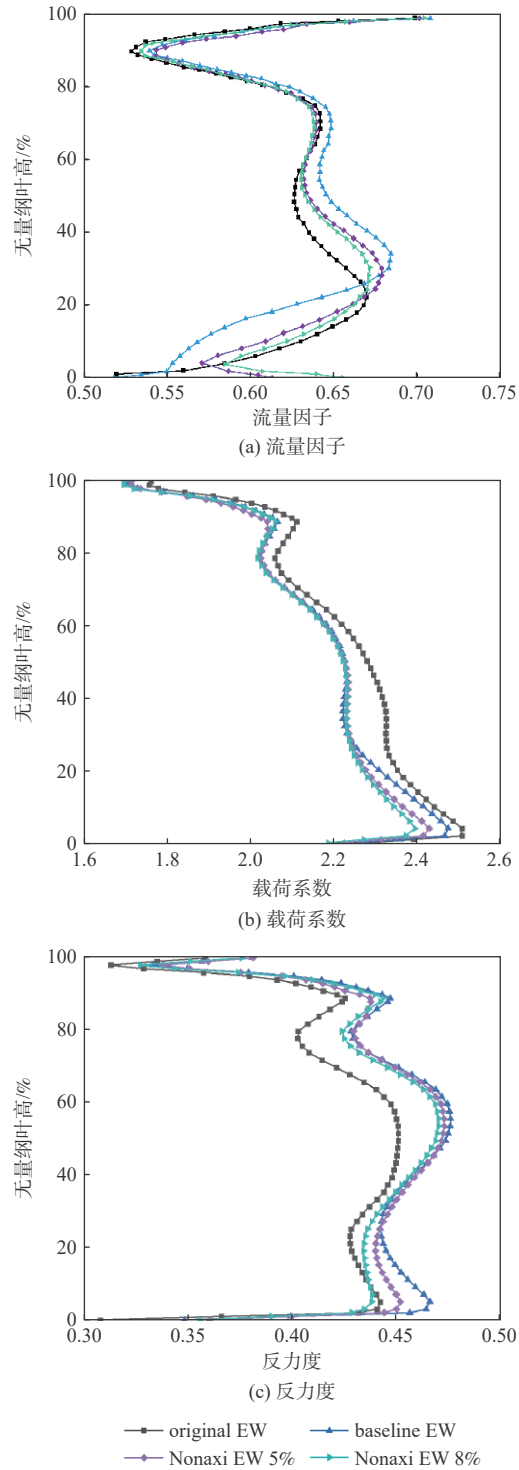



图 11　涡轮设计参数径向分布

Fig. 11　Spanwise distribution of turbine aerodynamic design parameters

对比图 11(c) 中反力度 original EW 与 baseline EW 曲线可以发现, 轮缘密封流与主流的相互作用使得涡轮级反力度增加。Nonaxi EW 5% 和 Nonaxi EW 8% 的曲线更加贴近 original EW, 轮毂端壁造型减弱了 40% 叶高以下密封流对主流道的影响。

图 12 给出了 $M_{IR}$=0.8% 和 $M_{IR}$=1.2% 转子出口二次流湍动能沿径向分布。二次流湍动能定义如下:

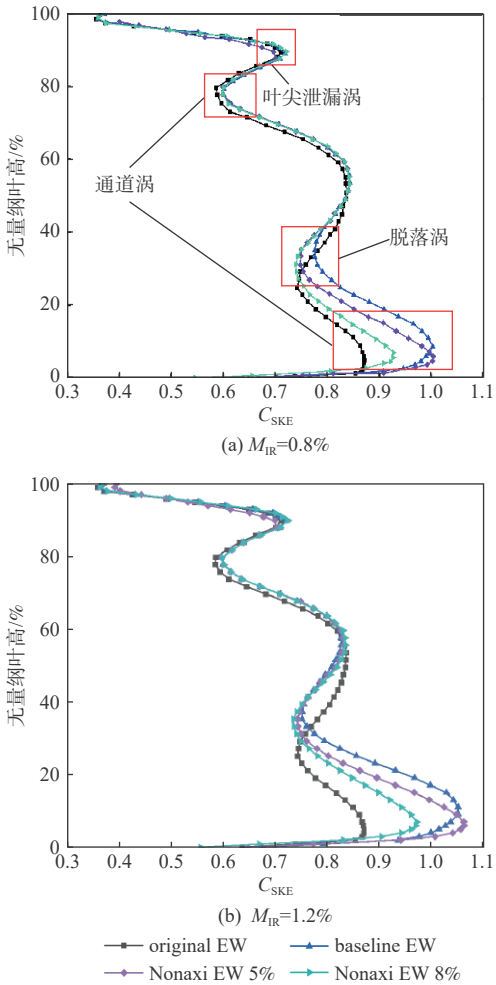



图 12 动叶出口二次流湍动能系数径向分布

Fig. 12 Radial distribution of secondary kinetic energy coefficient

$$E_{SK}=(u\sin\alpha)^2+(v\sin\beta)^2+(w\sin\gamma)^2 \tag{8}$$

对二次流湍动能无量纲化，得二次流湍动能系数为

$$C_{SKE}=\frac{E_{SK}}{V_{Inlet}^2} \tag{9}$$

式中：$u$、$v$、$w$ 分别为坐标轴 $x$、$y$、$z$ 各方向速度；$\alpha$、$\beta$、$\gamma$ 为速度与流线间夹角；$V_{Inlet}$ 为主流进口速度。

对比图 12 中 original EW 与 baseline EW 曲线可以发现，密封流进入主流道增强了轮毂端区二次流，轮毂通道涡与尾缘脱落涡动能增加且极值径向位置抬升，影响范围达到 50% 叶高。端壁造型后，Nonaxi EW 5% 与 Nonaxi EW 8% 曲线 50% 叶高以下二次流动能较 baseline EW 曲线减少。更为靠近下端壁的轮毂通道涡二次流湍动能减弱明显，径向位置相应下降；尾缘脱落涡二次流湍动能减弱幅度小于轮毂通道涡。端壁造型幅值更大的 Nonaxi EW 8% 较 Nonaxi EW 5% 轮毂二次流湍动能减弱更大，与 original EW 曲线仍有差异。总体而言，$M_{IR}$=0.8% 时，转子整个出口截面二次流动能 Nonaxi EW 5%、Nonaxi EW 8% 相较于 baseline EW 分别减少了 1.61%、4.01%；$M_{IR}$=1.2% 时，转子整个出口截面二次流湍动能 Nonaxi EW 5%、Nonaxi EW 8% 相较于 baseline EW 分别减少了 1.18%、3.76%。

## 2.2 轮缘密封

图 13 给出了 $M_{IR}$=0.8%, 1.2%, 1.6% 时轮缘密封出口径向速度云图。径向速度为负，代表燃气入侵；径向速度为正，代表密封出流。转静子间盘腔间隙较大，轮缘密封出口位置燃气入侵强烈。密封流质量流量由 $M_{IR}$=0.8% 增加至 $M_{IR}$=1.6%，原型端壁 baseline EW 主流燃气入侵减弱，密封出流增强。值得注意的是，发生密封出流位置伴随有燃气入侵，这是由于密封出流造成了盘腔内气流量减少，主流燃气受横向压力梯度作用更易从密封出流上下游位置入侵盘腔。非轴对称凸起与凹陷的端壁形态使得密封腔出口位置径向压力梯度增加和减小，导致轮缘密封出口位置气流速度波动更大。观察图 13中 Nonaxi EW 5% 和 Nonaxi EW 8% 可以发现，相较于 baseline EW，端壁造型后 $M_{IR}$=0.8% 和 $M_{IR}$=1.2%燃气入侵和密封出流都更加

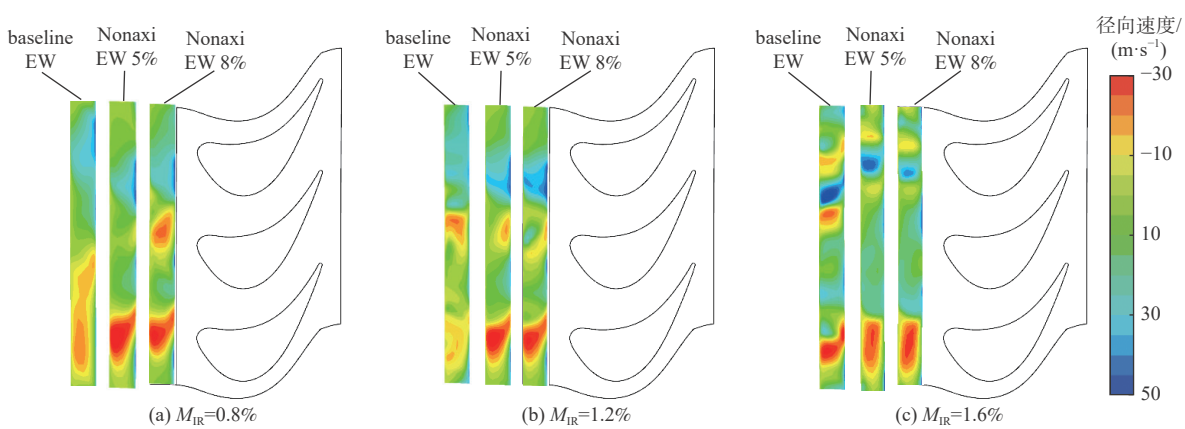



图 13 轮缘密封出口径向速度云图

Fig. 13 Radial velocity contours at rim seal cavity exit

强烈; $M_{IR}$=1.6% 时, 端壁造型轮缘密封出口气流波动较原型端壁有所减弱, 表明大密封流质量流量时端壁造型减弱密封流的堵塞效应对于改善盘腔间气流波动有着积极作用。

综上可知, 靠近动叶前缘的向上凸起的端壁造型增加了轮缘密封腔出口位置的径向压力梯度, 增加了燃气入侵与密封出流的强度; 通道中间位置凹陷的端壁造型减弱了密封流对主流道的堵塞, 在大密封流质量流量时相应减弱了密封出流与燃气入侵强度。

图 14 给出了 $M_{IR}$=1.2% 时盘腔密封出流与燃气入侵处密封效率云图与流线图, 截面柱坐标 $\theta$ 值分别为 4.5°、10°、14.5°, 以燃气入侵逐渐增强排列, 具体位置参考所给图示。观察图 14(a), 原型端壁 baseline EW 轮缘密封腔燃气入侵限于 Buffer arm 以上区域, 突缩的喉部结构有效阻止了燃气向更深处的盘腔入侵。截面 Slice1～Slice3 燃气入侵现象呈现不断增强的态势。Slice1 位置, 密封流沿动盘面径向运动至密封腔出口, 受到主流压力在动盘近壁面位置形成小范围的顺时针回流涡, 主流燃气沿静盘面向下接触到密封腔壁面形成逆时针旋涡, 该位置主流道与盘腔气流交换较弱, 相对应的旋涡结构也较弱。Slice2 位置, 受动叶前缘势场的影响, 主流燃气轴向运动沿动盘面向下侵入盘腔, 与密封流在盘腔中部相互作用后顺时针向上形成旋涡, 密封流与主流在盘腔中部相互作用形成逆时针旋涡。Slice3 位置, 主流燃气入侵盘腔更加强烈, 流线图中可以观察到盘腔中部密封流形成的逆时针旋涡受挤压范围收缩, 接近密封腔出口位置的顺时针旋涡由于密封流的减弱强度也相应减弱。

观察图 14(b)、(c), 端壁造型后 Nonaxi EW 5% 与 Nonaxi EW 8% 在相同密封流质量流量下, 轮缘

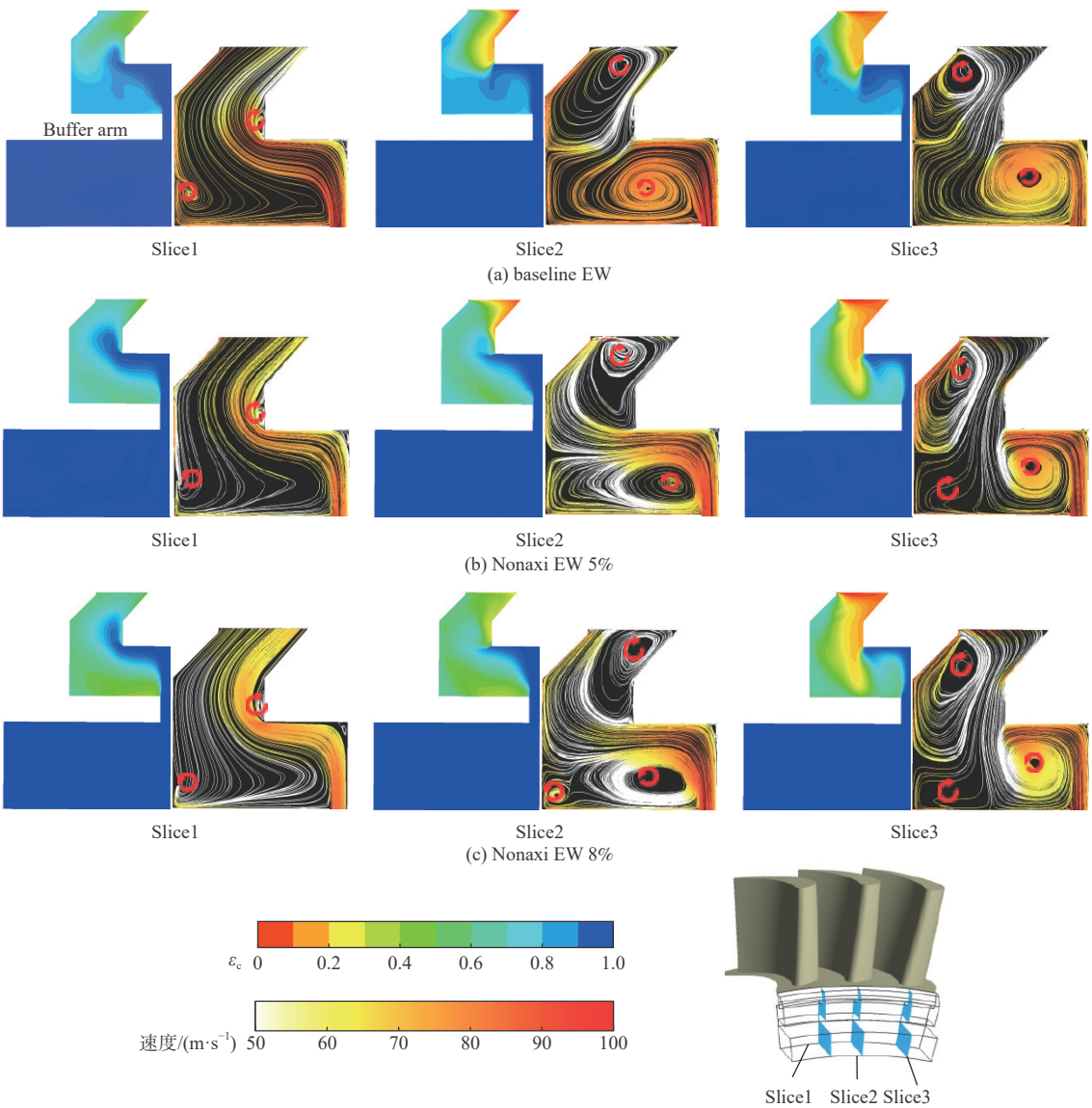



图 14　密封效率云图与流线图

Fig. 14　Contours of sealing effectiveness and streamline

密封腔 Slice1～Slice3 燃气入侵较原型端壁更加强烈，与图 13 径向速度所示一致。Slice1 位置，密封流与主流相互作用较弱，与原型端壁 Slice1 处流线分布基本一致。Slice2 位置，可以观察到轮缘密封腔中部密封流形成逆时针旋涡，部分密封流在该旋涡结构的带动下运动至静盘面，而后向上被卷吸进入密封腔出口顺时针旋涡。Slice3 位置，由示踪气体体积分数图可知，造型后的端壁在该位置燃气入侵强烈，主流气体径向向下运动至在贴近 Buffer arm 壁面的位置形成了顺时针的回流涡。

综上可知，较宽的轮缘密封间隙可使转静盘腔间流动以主流入侵为主，此情况下密封流与主流的相互作用集中于盘腔内部，使得密封流对于主流的影响减弱。非轴对称端壁造型后的轮毂端壁对盘腔内密封流与主流相互作用过程影响有限，主要以增加了主流燃气入侵的形式影响转静间隙流动。

### 2.3 主流通道

图 15 给出了无密封结构原型端壁与 $M_{IR}$=1.2% 时不同端壁造型动叶前缘三维旋涡结构示意图，涡结构使用 Q 准则识别，取 $Q$=2.19×10$^7$ s$^{-2}$ 等值面并用轴向涡量进行着色。图 15(a) 中，无密封结构 original EW 动叶前缘存在马蹄涡压力面分支 (horse vortex pressure side leg, HV-PSL) 与吸力面分支 (horse vortex suction side leg, HV-SSL)。图 15(b) 中，baseline EW 中密封出流与主流发生掺混，可以观察到因密封出流气体与主流存在周向动量差剪切作用在吸力面侧形成剪切诱导涡结构 (shear induced vortex, SIV)，该结构随后汇入动叶轮毂通道涡 (passage vortex, PV)。由图 15(c) 可以观察到，密封出流所形成的剪切诱导涡结构在动叶前缘集中分布于正弦函数外形周向端壁的吸力面侧凹面。非轴对称端壁造型缓解了动叶前缘位置密封出流堵塞效应，同时周向压力梯度的减小也使得动叶前缘形成的旋涡结构减少。进一步增大非轴对称端壁造型，可以观察到图 15(d) 中动叶前缘剪切诱导涡分布更为集中且气流旋涡结构更少。

图 16 给出了 $M_{IR}$=1.2% 时不同端壁造型轮缘密封出流在动叶通道内三维流线分布。由图 15 可知，密封出流在动叶通道内汇入轮毂通道涡。图 16(a) 中，吸力面侧流线反映出轮缘密封流与主流掺混后在靠近动叶尾缘位置速度降低，如图中方框所示。图 16(b) 中，流线所示动叶通道内端壁的轴向造型导致气流在动叶尾缘位置较图 16(a) 中降速严重且范围扩大。图 16(c)Nonaxi EW 8% 端壁造型中该现象更加明显，表明轴向端壁造型增大了主流道内的轴向流动损失。

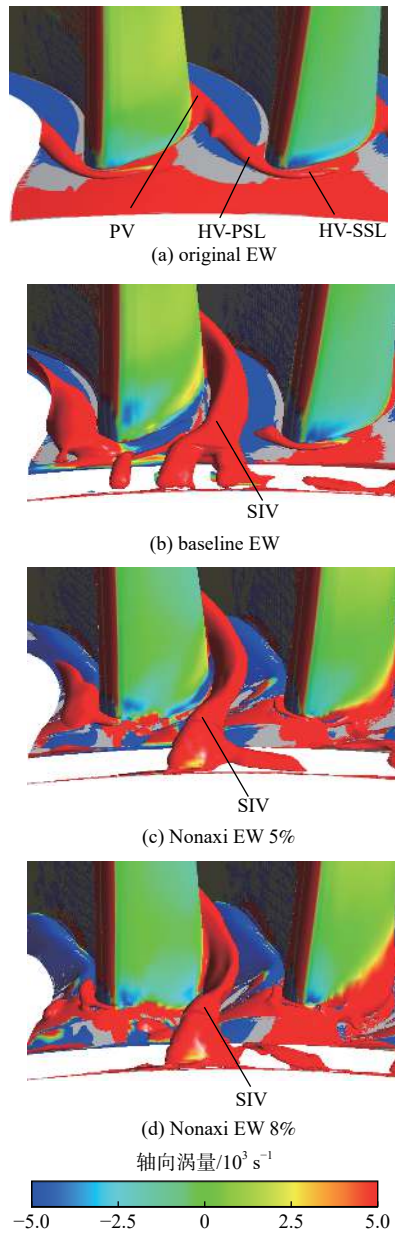



图 15 动叶前缘三维旋涡结构示意图

Fig. 15 Schematic diagram of three-dimensional vortex structure at leading edge of blade

图 17 给出了 $M_{IR}$=1.2% 时动叶出口轴向涡量云图，用 10%～50% 标注出了相应的叶高。图中，5% 叶高位置负涡量区域为角涡 (corner vortex, CV)，5%～30% 叶高以下的正负涡量区域分别为轮毂通道涡 (passage vortex, PV) 与诱导涡 (induced vortex, IV)，30%～50% 叶高区域的负涡量结构为尾缘脱落涡 (shed vortex, SV)。相较于无密封结构，图 17(b) 中密封气流的出现增强了动叶出口的二次流强度，且抬升了二次流结构径向位置。图 17(c)、(d) 中可以看到，非轴对称端壁造型降低了轮毂二次流结构径向位置，二次流旋涡范围仍强于无密封结构 original EW，但较基准端壁 baseline EW 明显减小，与图 12 所示一致。周向正弦型轮毂端壁在吸力面

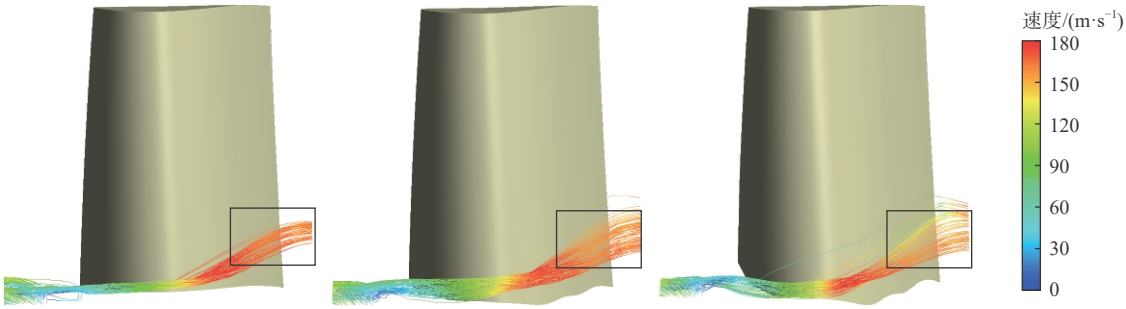



图 16　动叶通道内三维流线

Fig. 16　3D streamline of rotor passage

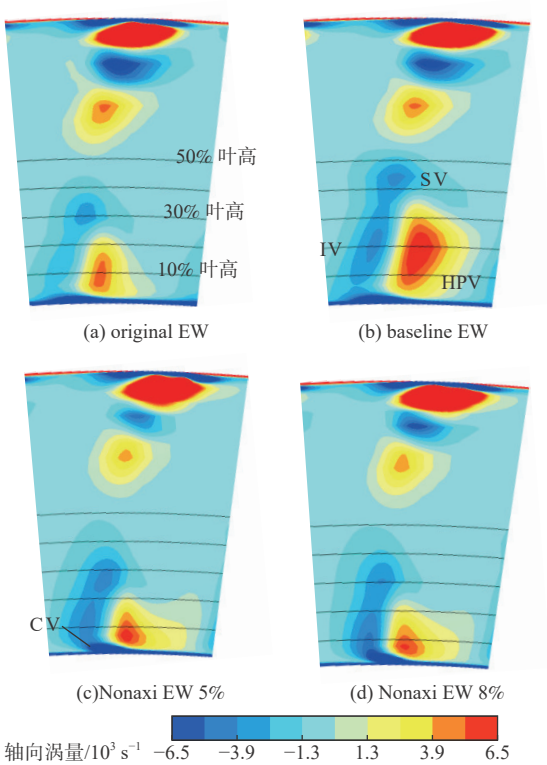



图 17　动叶出口轴向涡量云图

Fig. 17　Axial vorticity contours at rotor exit

形成凹面, 压力面形成凸面, 使得轮毂边界层更易在吸力面一侧形成集聚, 而后在动叶尾缘气流汇合时受到压力面侧高压作用径向卷起形成角涡。对比图 17(c)、(d) 可知, 轮毂端壁造型幅值越大, 角涡越强烈。结合图 16 气流在动叶尾缘位置减速可知, 角涡发展影响了尾缘位置涡轮气流的膨胀加速, 也由此可知, 太大幅值的端壁造型会制约涡轮效率的提高。

综上可知, 带有轮缘密封结构的动叶通道内气流受多方面因素影响, 端壁造型通过控制轮缘密封出流在动叶前缘的流动, 并且平衡动叶通道内周向压力梯度提升了涡轮工作效率, 但轮毂端区角涡的发展增大了尾缘位置的流动损失。

据此, 可以说明表 1 中涡轮工作效率的变化原因: 密封气流的径向动量造成主流堵塞, 轴向、周向动量一方面与主流不同会发生剪切作用, 另一方面也增强了主流道气流的做功能力。动叶前缘吸力面侧下凹端壁缓解了密封出流径向动量造成的堵塞效应, 造型后的动叶通道端壁平衡了通道内周向压力梯度, 因此减弱了密封出流周向、轴向动量与主流不同发生剪切作用造成的损失。因此, 在密封流质量流量越大时, 非轴对称端壁越能有效减小密封流与主流的掺混损失, 提升涡轮工作效率。由图 13 可知, Nonaxi EW 5% 端壁造型在 $M_{IR}$=0.8% 时轮缘密封出口位置以燃气入侵为主, 密封出流较少, 端壁造型使得动叶通道内周向压力梯度减小, 因而涡轮效率提升。$M_{IR}$=1.2% 时密封出流增加, 密封出流与主流的掺混损失增加导致涡轮工作效率相较于 $M_{IR}$=0.8% 时有所下降。$M_{IR}$=1.6% 时, 非轴对称端壁造型控制密封流所带来的收益高于密封出流与主流的掺混损失, 使涡轮效率超过 $M_{IR}$=1.2% 时。Nonaxi EW 8% 端壁造型因端壁幅值太大, 导致轮毂端区角涡在尾缘位置的流动损失高于前缘与通道内的收益, 使得涡轮效率在任何密封流质量流量时都低于未造型端壁, 但由于 Nonaxi EW 8% 端壁造型在动叶前缘位置能够更有效地减小密封流与主流的掺混损失, 涡轮工作效率在密封气流增加时持续增加。

## 3　结　论

以带有轮缘密封的 LISA1.5 涡轮为研究对象, 采用改进后的压差法对动叶轮毂端壁造型, 分析了造型后端壁减弱密封流损失的效果及盘腔与主流道的流动特性, 主要结论如下:

1) 动叶前缘吸力面侧下凹端壁缓解了密封出流径向动量造成的堵塞效应, 增加了流道内质量流量。造型后的端壁平衡了通道内周向压力梯度, 因此减弱了密封出流周向、轴向动量与主流不同发生剪切作用造成的损失, 降低了主流通道内横向压力梯度和轮毂二次流结构径向位置, 减弱了由密封流引起的二次流损失。$M_{IR}$=1.2% 时, Nonaxi EW 5%、

Nonaxi EW 8% 相较于 baseline EW 分别减少了 1.18%、3.76%。周向正弦型的端壁使得轮毂角涡发展影响了尾缘位置涡轮气流的膨胀加速，造成额外的气动损失，故合理控制端壁造型幅值能够提升涡轮级工作效率。

2）靠近动叶前缘上凸的端壁造型增加了轮缘密封腔出口位置的径向压力梯度，加剧了燃气入侵与密封出流强度；通道中间位置下凹端壁造型减弱了密封流的堵塞效应，在大密封流质量流量时相应减弱了密封出流与燃气入侵强度。

3）较宽的轮缘密封间隙可使转静盘腔间流动以主流入侵为主，使得密封流与主流的相互作用集中于盘腔内部，减弱了密封流对于主流的影响。造型后的轮毂端壁对盘腔内密封流与主流相互作用过程影响有限，主要以加剧主流燃气入侵的形式影响转静间隙流动。

## 参考文献（References）


[1] SHARMA O P, BUTLER T L. Predictions of end wall losses and secondary flow in axial flow turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(2): 229-236.

[2] ROSE M G. Non-axisymmetric end wall profiling in the HP NGVs of an axial flow gas turbine: ASME 1994-GT-249[R]. New York: ASME, 1994.

[3] HARVEY N W, ROSE M G, TAYLOR M D, et al. Non-axisymmetric turbine endwall design. Part I: Three-dimensional linear design system: ASME 1999 -GT-338[R]. New York: ASME, 1999.

[4] HARTLAND J, GREGORY-SMITH D. A design method for the profiling of endwalls in turbines: ASME 2002-GT-30433[R]. New York: ASME, 2002.

[5] 李国君, 马晓永, 李军. 非轴对称端壁成型及其对叶栅损失影响的数值研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(11): 9-12.
LI G J, MA X Y, LI J. Non-axisymmetric turbine end wall profiling and numerical investigation of its effect on the turbine cascade loss[J]. Journal of Xi'an Jiao Tong University, 2005, 39(11): 9-12(in Chinese).

[6] 郑金, 李国君, 李军, 等. 一种新非轴对称端壁成型方法的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1487-1491.
ZHENG J, LI G J, LI J, et al. Numerical research on a new non-axisymmetric endwall profiling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1487-1491(in Chinese).

[7] 那振喆. 非轴对称端壁造型技术在高压涡轮中应用的机理分析及试验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
NA Z Z. Aerodynamic mechanism analysis and experimental research of non-axisymmetric endwall in a high pressure turbine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017(in Chinese).

[8] POPOVÍC I, HODSON H P. Improving turbine stage efficiency and sealing effectiveness through modifications of the rim seal geometry[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(6): 061016.

[9] POPOVIĆ I, HODSON H P, JANKE E, et al. The effects of unsteadiness and compressibility on the interaction between hub leakage and mainstream flows in high-pressure turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(6): 061015.

[10] POPOVIĆ I, HODSON H P. The effects of a parametric variation of the rim seal geometry on the interaction between hub leakage and mainstream flows in high pressure turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(11): 112501.

[11] POPOVIĆ I, HODSON H P. Aerothermal impact of the interaction between hub leakage and mainstream flows in highly-loaded high pressure turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(6): 061014.

[12] SCHUEPBACH P. Influence of rim seal purge flow on performance of an endwall profiled axial turbine[D]. Lausanne: Swiss Federal Institute of Technology, 2009.

[13] REZASOLTANI M, SCHOBEIRI M T, HAN J C. Experimental investigation of the effect of purge flow on film cooling effectiveness on a rotating turbine with nonaxisymmetric end wall contouring[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(9): 091009.

[14] REGINA K, KALFAS A I, ABHARI R S, et al. Aerodynamic robustness of end wall contouring against rim seal purge flow: ASME 2014-GT-26007[R]. New York: ASME, 2014.

[15] 程舒娴, 李志刚, 李军. 端壁造型对轮缘密封流场和密封效率的影响[J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(3): 20-27.
CHENG S X, LI Z G, LI J. Effects of endwall profiling on the unsteady flow field and sealing efficiency of rim seal[J]. Journal of Xi'an Jiao Tong University, 2019, 53(3): 20-27(in Chinese).

[16] 陶志, 武晓龙, 祝培源, 等. 非轴对称端壁造型对叶片端壁气热性能影响的研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1734-1742.
TAO Z, WU X L, ZHU P Y, et al. Research on effects of non-axisymmetric endwall contouring on blade endwall aerothermal performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1734-1742(in Chinese).

[17] 姚韵嘉, 祝培源, 陈云, 等. 间隙位置对叶片端壁气膜冷却性能影响的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(10): 2327-2333.
YAO Y J, ZHU P Y, CHEN Y, et al. Experimental study on the effect of the locations of slot jet on film cooling performance of endwall[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(10): 2327-2333(in Chinese).

[18] 祝培源, 陶志, 姚韵嘉, 等. 非轴对称端壁造型对叶片端壁综合传热特性的影响[J]. 风机技术, 2019, 61(6): 48-55.
ZHU P Y, TAO Z, YAO Y J, et al. Effects of nonaxisymmetric endwall contouring on blade endwall comprehensive heat transfer characteristics[J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2019, 61(6): 48-55(in Chinese).

[19] 张垲垣, 李志刚, 李军. 透平端壁冷却及泛冷却最优的端壁造型设计研究[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(5): 1-9.
ZHANG K Y, LI Z G, LI J. Endwall contour design targeting on optimum turbine endwall cooling and phantom cooling effectiveness[J]. Journal of Xi'an Jiao Tong University, 2021, 55(5): 1-9(in Chinese).

[20] BEHR T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines[D]. Dresden: Dresden University of Technology, 2007.

[21] REGINA K. High-pressure turbines with novel airfoils and end walls operating under engine representative aero-thermodynamic effects[D]. Lausanne: Swiss Federal Institute of Technology, 2015.

# Endwall profiling of turbine blade hub with rim seal

HE Zhenpeng，ZHOU Jiaxing，XIN Jia，YANG Chengquan，SUN Aijun*，LI Baichun

(School of Aeronautical Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

**Abstract**：To investigate the effect of active endwall control on reducing the influence of rim seal flow on the mainstream passage, this study analyzed the aerodynamic losses of the interaction between the purge flow and the main flow, and the effect of the endwall profiling on the losses reduction, based on the non-axisymmetric endwall profiled by hub static pressure. The results showed that the non-axisymmetric endwall profiling reduces the blockage of the main flow passage by the purge flow, and increases the mass flow rate. The efficiency of the turbine can be increased with a reasonable control of the endwall profiling amplitude. The convex end wall profiling near the leading edge of the blade increases the radial pressure gradient at the exit of the rim seal cavity, and increases the intensity of gas ingestion and purge flow injection. The non-axisymmetric hub endwall profiling reduces the transverse pressure gradient in the main flow passage, lowers the radial position of the hub secondary flow structure and reduces the secondary flow losses caused by the purge flow. The secondary flow kinetic energy is reduced by 1.18% and 3.76% for models with modelling amplitudes of 5% and 8% respectively at the purge flow ratio of 1.2%.

**Keywords**：non-axisymmetric endwall; rim seal; gas ingestion; sealing effectiveness; end zone flow

**Received**：2021-12-03；**Accepted**：2022-03-25；**Published Online**：2022-04-13 10：37

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220412.1329.002.html

**Foundation item**：The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019075)

* **Corresponding author**. E-mail：saj_gadfly@sohu.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0733

# 改进密度聚类的激光雷达障碍物检测方法

牛国臣*，王月阳，田一博
(中国民航大学 机器人研究所，天津 300300)

**摘　　要**：针对无人车在园区环境下采集的激光三维点云中远距离障碍物易漏检、相邻障碍物存在欠分割和过分割且算法耗时较大等问题，根据激光束在水平和垂直方向上的分布不同，通过自适应调整聚类半径，提出了改进的具有噪声基于密度的空间聚类（DBSCAN）算法，并基于分组聚类思想结合改进的k-means算法提出了一种快速且准确的障碍物检测方法。根据感兴趣区域（ROI）内三维点云的密度特征，利用改进的k-means算法对其初步分组；对每组内的点云使用参数自适应的DBSCAN算法进行并行聚类；对组边界上符合条件的聚类簇进行合并，完成障碍物检测。实车实验结果表明：与传统方法相比，所提方法障碍物检测正检率提高17.5%，平均耗时缩短23.6%。

**关　键　词**：激光雷达；障碍物检测；无人车；分组聚类；DBSCAN；k-means
**中图分类号**：TP242.6; TN957.52
**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2608-09

无人驾驶技术未来将在机场飞行区、工业制造园区、港口及危险作业场景得到广泛应用，具有广阔的发展前景。其中，环境感知[1]作为路径规划[2]、行为决策[3]和运动控制[4]的基础，成为近年来学术界和工业界的热门领域。目前，检测障碍物的传感器有相机[5]和激光雷达[6]，前者受光照因素影响较大，深度信息较难获取且实现算法复杂，而激光雷达具有检测范围广、精度高、抗干扰能力强、环境信息获取丰富等优点，被广泛应用于无人车的环境感知。

基于激光雷达的障碍物检测[7]通常可以分为2种，即深度学习的方法[8-9]和传统点云聚类的方法[10-11]。虽然深度学习的方法对障碍物检测的精度较高，但是在无人车上部署模型比较复杂，训练周期长，实际环境数据难以获取。而传统点云聚类方法稳定性好，实时性强，更能满足无人车的实际应用需求[12]，因此，在优化聚类算法与基于激光雷达的障碍物检测方面获得了大量国内外学者的研究与关注。戴阳阳等[13]优化了初始点的选择，并结合数据集的特点自适应计算聚类半径$E_{ps}$和邻域最小点数$M_{inPts}$值，但是引入了多个参数，增大了算法整体复杂性。Feng等[14]结合点排序聚类结构(ordering points to identify the clustering structure, OPTICS)算法优化具有噪声基于密度的空间聚类(density-based spatial clustering of applications with noise, DBSCAN)算法，聚类时以网格中心点代替核心点进行处理，相比传统DBSCAN算法减少了计算耗时，但在检测远距离障碍物时易出现过分割。谢德胜等[15]利用栅格的8邻域拓展方法检测障碍物，虽然速度较快，但是对于间距较近的多个障碍物，无法将其准确区分。Bryant和Cios[16]使用反向最近邻思想定义密度和核心样本，但整体的聚类效果不佳，且算法耗时较大。蔡怀宇等[17]根据激光雷达扫描线分布建立了聚类半径列表，通过线性插值法确定对应聚类半径，虽然改善了聚类效果，但算法耗时较大。Wang等[18]根据空间点云之间的距离特性，结

收稿日期：2021-12-06；录用日期：2022-01-17；网络出版时间：2022-02-15 11:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1429.006.html
基金项目：天津市科技计划 (17ZXHLGX00120)
*通信作者. E-mail：niu_guochen@139.com

*引用格式：牛国臣，王月阳，田一博. 改进密度聚类的激光雷达障碍物检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2608-2616.*
*NIU G C，WANG Y Y，TIAN Y B. LiDAR obstacle detection based on improved density clustering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2608-2616 (in Chinese).*

合 k 最近邻算法提出自动估计最优 $E_{ps}$ 的方法，具有较好的鲁棒性。汪世财等[19]在栅格地图的基础上，结合区域生长与密度聚类算法的方法进行聚类，提高了检测精度。Li 等[20]利用最近邻图（nearest neighbor graph, NNG）识别局部高密度样本，利用密度估计对噪声样本进行滤波，但有时无法识别正确的簇数，且参数较多不易测试。

综上，基于聚类算法的障碍物检测方法应用最为广泛，由于聚类算法本身存在一定局限性，对其改进才能应用在实际环境中，但大部分改进策略比较复杂、实现成本高，或者只涉及精度或速度单一方面。基于此，本文提出一种快速且准确的障碍物检测方法。首先，对体素滤波后的三维点云进行路沿检测，从而得到感兴趣区域（region of interest, ROI），通过地平面拟合的方法分割地平面与非地平面点云；然后，对 ROI 区域内非地平面点云利用改进 k-means 算法进行分组，在每组内使用参数自适应 DBSCAN 算法对障碍物进行并行聚类；最后，对组边界上符合条件的簇合并聚类，完成障碍物检测。

## 1　系统框架

本文提出的障碍物检测方法系统框架如图 1 所示。首先，对采集的激光三维点云进行体素滤波、路沿检测、地平面分割等预处理操作，得到 ROI 区域与非地平面点云。然后，对 ROI 区域内的非地平面点云进行聚类，得到障碍物点云。最后，对障碍物点云通过边界框拟合，得到障碍物的中心位置、三维尺寸等信息。

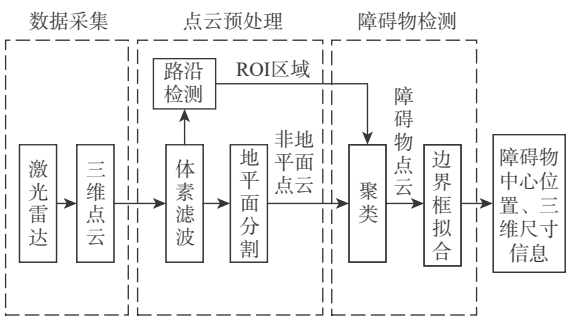



图 1　障碍物检测系统整体结构

Fig. 1　Overall structure of obstacle detection system

## 2　点云预处理

### 2.1　点云滤波与路沿检测

激光雷达每帧可产生庞大的原始三维点云，对无人车而言，除了道路内的车辆与行人等障碍物外，道路两侧还存在大量的树木、路灯、楼房等非障碍物，因此，为了提高算法效率，需要对原始三维点云进行预处理。

本文采用体素滤波的方法对原始三维点云进行下采样，根据输入的点云创建 10 cm×10 cm×10 cm 三维体素栅格，利用每个体素栅格的重心近似代替该体素栅格。另外，通过检测路沿点划分 ROI 区域，根据点云坐标 $z$ 值在道路边沿处存在突变的特点，提取道路边沿点云。具体步骤为：首先，根据式 (1) 计算空间内点云的垂直角度 $\theta$，确定其所属的激光束 ID，示意图如图 2 所示（以 4 层为例）；然后，对最内侧 7 层激光束上的点云按照坐标 $z$ 值大小进行排序；最后，对符合路沿高度特征的三维点云进行提取。得到路沿点云后，选取其中间的区域为 ROI 区域。

$$\theta = \arctan\left(\frac{z_i}{\sqrt{x_i^2+y_i^2}}\right) \tag{1}$$

式中：$x_i$、$y_i$、$z_i$为空间内第 $i$ 个三维点云在激光雷达坐标系下的坐标值。

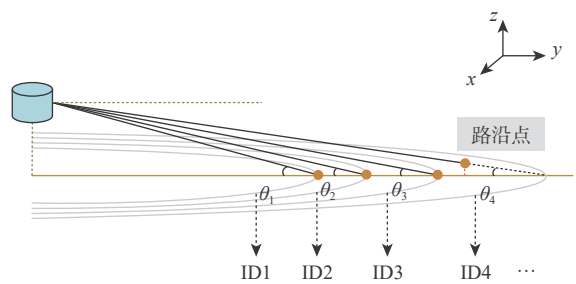



图 2　点云垂直角度示意图

Fig. 2　Schematic diagram of vertical angle of point cloud

### 2.2　地平面分割

大量的地平面点云严重影响障碍物检测的准确率，因此，滤除地平面点云[21]具有重要意义。本文采用拟合地平面的方法，具体步骤如下：

**步骤 1**　对点云按照坐标 $z$ 值大小进行排序，选取部分对应 $z$ 值较小的点云求其均值，再选取高度小于均值的点为种子点$\boldsymbol{s}$。考虑到路面可能存在负障碍物的情况，会影响平面拟合效果。根据激光雷达距地面高度为 1.8 m，设置种子点集内所具有的最小 $z$ 值为−1.9 m。

**步骤 2**　对 ROI 区域内点云采用平面模型进行估计：$Ax+By+Cz+D=0$，可表示为 $\boldsymbol{n}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}=-D$，其中，$\boldsymbol{n}=[A,B,C]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{v}=[x,y,z]^{\mathrm{T}}$。采用种子点集 $\boldsymbol{s}\in\mathbf{R}^3$ 作为初始点集，其协方差矩阵$\boldsymbol{c}$为

$$\boldsymbol{c}=\sum_{i=1:|s|}(\boldsymbol{s}_i-\hat{\boldsymbol{s}})(\boldsymbol{s}_i-\hat{\boldsymbol{s}})^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{s}}$为种子点集的均值。

对上述协方差矩阵$\boldsymbol{c}$进行奇异值分解，可得到描述 3 个主要方向的 3 个奇异向量，其中，垂直于地平面的法向量$\boldsymbol{n}$表示具有最小方差的方向，可通过计算具有最小奇异值的奇异向量求出，将$\boldsymbol{n}$代入

平面方程后可求出$D$,进而得到平面模型。

**步骤 3** 遍历空间内点云,计算到该平面正交投影的距离,并且与设定的阈值$T_h$比较。当该距离小于$T_h$时,该点属于地平面点,否则,为非地平面点。迭代4次后,得到收敛的地平面点云与非地平面点云集合。

## 3 障碍物检测

### 3.1 改进 k-means 算法

k-means算法具有较好的收敛速度和良好的数据分割能力,但是聚类时对异常点较敏感,且对初始$k$值与聚类中心较依赖,故本文结合密度的思想选择初始聚类中心。

设点云集$U=\{u_1,u_2,\cdots,u_n\}$,定义点云$u_i$的密度为在其周围最近的$M$个点云中离$u_i$最远的点云到其欧氏距离,即

$$\rho_i=\max\{d[u_i,u_j]\} \tag{3}$$

式中:$\rho_i$为点$u_i$的密度;$u_j$属于离$u_i$最近的$M$个点云所组成的集合$P_i$。

本文采用“3$\sigma$法则”更新聚类中心,选择距离中心$(\mu-3\sigma,\mu+3\sigma)$范围内所有点的均值作为新的中心。其中,$\mu$为类内某点到中心点距离的均值,$\sigma$为类内某点到中心点距离的标准差。如此,新的类中心既可以包含类内大部分数据点的信息,又可以减小离群点的影响。综上,算法步骤如下:

**步骤 1** 计算两两点云之间的欧氏距离$d[u_i,u_j]$,根据式(3)得到每个点云的密度,同时得到集合$P$。

**步骤 2** 选取最小密度所对应的点云$u_k$作为首个初始聚类中心,并从集合$U$中去掉$P_k$,得到新的数据集$U_1$。

**步骤 3** 重复步骤1和步骤2,直到选出$k$个初始聚类中心与最终的剩余点云$U_{\text{last}}$。

**步骤 4** 根据$U_{\text{last}}$中点云与各个聚类中心的欧氏距离,分别分配给最近的类。

**步骤 5** 计算类中每个点云到中心的距离,计算$\mu$和$\sigma$,选择距离在$(\mu-3\sigma,\mu+3\sigma)$内所对应的点云计算均值作为新的聚类中心。

**步骤 6** 按照步骤4重新分配各个样本对象,直到聚类中心基本不再变化。

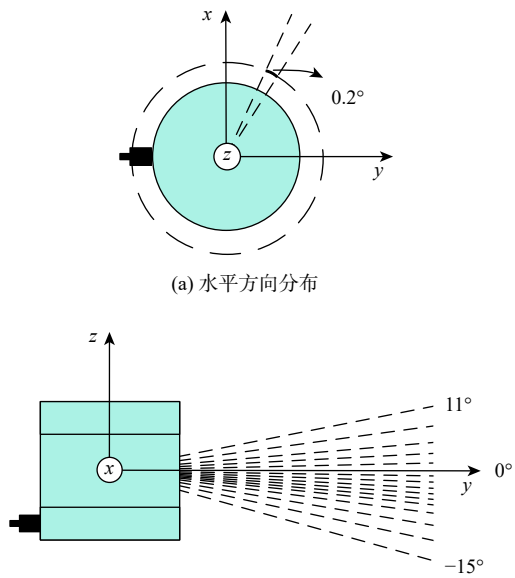
### 3.2 改进 DBSCAN 算法

DBSCAN算法是经典的依据密度进行聚类的算法,该算法可将具有任意形状高密度的点聚为一类,但是由于聚类半径固定,对障碍物的聚类效果并不理想。本文提出一种简单有效的参数自适应DBSCAN算法。

激光雷达R-Fans-16M的激光束在空间内分布示意图如图3所示。根据其水平方向角分辨率固定,垂直方向上中间激光线束密、两边疏等特点,当激光线束扫到处在不同空间位置的障碍物时,点云疏密程度不同,因此,聚类半径$E_{\text{ps}}$依据式(4)进行自适应调整。另外,最少点数$M_{\text{inPts}}$选取经验值5。

$$E_{\text{ps}}=\frac{\alpha\pi\Delta\gamma\sqrt{x_i^2+y_i^2}}{360^\circ}+\beta|z_i| \tag{4}$$

式中:$\Delta\gamma$为激光雷达的水平角分辨率;$x_i$、$y_i$、$z_i$为空间内第$i$个三维点云的坐标值;$|z_i|$为对应的绝对值;$\alpha$= 0.025和$\beta$=0.25分别为水平和垂直方向上的邻域半径系数。




(a) 水平方向分布

(b) 垂直方向分布

图3 激光束分布示意图

Fig. 3 Schematic diagram of laser beam distribution

算法步骤如下:

**步骤 1** 对空间内点云根据式(4)自适应调整$E_{\text{ps}}$,建立KD-Tree索引关系,实现对$E_{\text{ps}}$邻域内点云的快速搜索。

**步骤 2** 当点云的$E_{\text{ps}}$邻域内存在的样本大于最少点数$M_{\text{inPts}}$时,该点为核心点。对此点云邻域内的其他样本点重复该步骤,直到剩下的那些点云$E_{\text{ps}}$邻域内存在的样本数小于最少点数$M_{\text{inPts}}$为止。

**步骤 3** 依次遍历其他点云,完成对该空间内所有障碍物的聚类。

### 3.3 融合参数自适应 DBSCAN 和改进 k-means 的检测方法

对于庞大的三维点云数据,虽然参数自适应DBSCAN算法对处于不同空间分布下的障碍物具有良好的聚类效果,但是整体较为耗时。而改进k-means算法结构简单,收敛速度快。因此,本文基于分组聚类的思想将2种算法相结合,提出一种快速有效的障碍物检测方法,方法整体流程如图4所示。

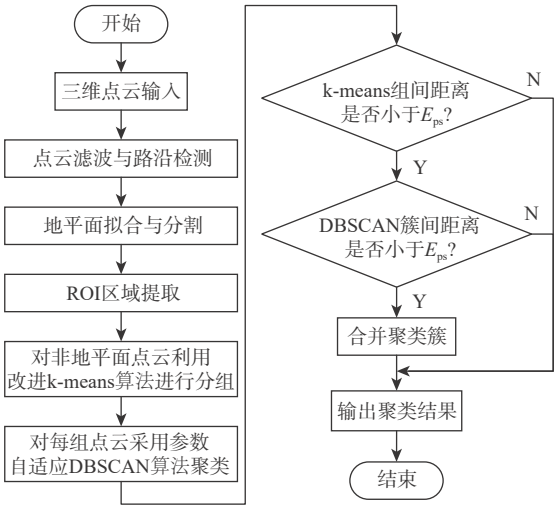



图 4　障碍物检测系统整体流程

Fig. 4　Overall flow chart of obstacle detection system

方法步骤如下：

**步骤 1**　使用优化 k-means 算法对三维点云进行分组。本文预先对设置不同初始 $k$ 值情况进行了实时性测试，并依据无人车所在实际校园环境结构化特点设置初始 $k$ 值为 7，利用改进 k-means 算法对 ROI 区域内三维点云进行简单分区，得到 7 组被划分后的三维点云。由于此过程相当于仅对三维点云进行初步分组，设置聚类中心的移动阈值为 1 m。

**步骤 2**　在每组中使用参数自适应 DBSCAN 算法。当改进 k-means 算法把空间区域内三维点云划分为 7 组后，使用参数自适应 DBSCAN 算法对这 7 组点云进行聚类，在此过程中采用 OpenMP 的方式进行并行操作，以提高整体聚类效率。

**步骤 3**　合并选定的边界簇。由于存在一个物体同时在 2 个组的边界上被错聚成 2 个边界簇，需要对相邻 2 组内聚成的簇进行分析。在此过程中，为了减少算法耗时，进行 2 次剪枝操作。第 1 次剪枝应用于 k-means 组之间，当相邻 2 组之间距离大于 $E_{ps}$ 时，不需要合并边界簇。第 2 次剪枝应用于 2 相邻组内部的聚类簇之间，保留符合条件的聚类簇，并删除不符合条件的聚类簇。最终使用 DBSCAN 算法合并符合条件的组簇。其中，合并边界簇分为以下 3 个步骤：

**步骤 3.1**　检查 k-means 组间距离。利用改进 k-means 算法得到的分组两两进行计算，计算公式如下：

$$K_{ij} = C_{ij} - (r_i + r_j) \tag{5}$$

式中：$C_{ij}$为 2 个 k-means 组的中心点之间的距离；$r_i$和$r_j$分别为 2 个 k-means 组内中心点和最远点之间的距离；$K_{ij}$为 2 个 k-means 组之间的距离。

距离示意图如图 5 所示。若$K_{ij}$的值大于 $E_{ps}$，则这 2 组内的边界簇不可能合并。

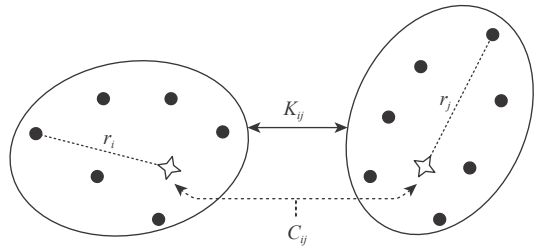



图 5　组间距离示意图

Fig. 5　Schematic diagram of distance between groups

**步骤 3.2**　DBSCAN 聚类簇合并概率分析。与步骤 3.1 类似，簇之间的距离计算公式如下：

$$D_{ij} = G_{ij} - (p_i + p_j) \tag{6}$$

式中：$G_{ij}$为 2 个 k-means 组内 DBSCAN 聚类簇中心点之间的距离；$p_i$和 $p_j$分别为 2 个聚类簇内中心点和最远点之间的距离；$D_{ij}$为 2 个聚类簇之间的距离。另外，定义 DBSCAN 聚类簇的中心点为该簇的均值，$p_i$与 $p_j$这 2 个参数可从 DBSCAN 过程中获得上界值。

图 6 表示一个 DBSCAN 聚类簇。假设聚类簇是在点 $a$ 随机开始形成的，离点 $a$ 最远的点为 $d$，点 $b$ 为中心点，离点 $b$ 最远的点为 $c$。为了计算簇中心 $b$ 与点 $c$ 之间的距离，连接 $ac$，形成 $abc$ 三角形。由三角形不等式定理：$bc < ab + ac$。由于点 $d$ 是距离点 $a$ 最远的点：$ac \leqslant ad$，其中，$ac$ 的值不易求得，综上：$bc < ab + ad$，可得到 $bc$ 的上界值，即簇内中心与最远点之间的距离。由式 (6) 可得 2 个聚类簇之间的距离。若$D_{ij}$的值小于或等于 $E_{ps}$ 值，则可以合并 2 个簇，否则将对其进行剪枝。

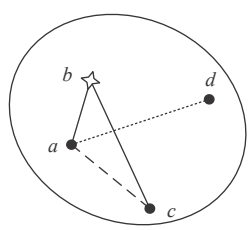



图 6　中心点与最远点距离示意图

Fig. 6　Schematic diagram of distance between center point and the farthest point

**步骤 3.3**　重新使用 DBSCAN 算法合并边界集群。经过 2 次剪枝操作与确定聚类簇合并的可能性后，对间距$D_{ij}$小于 $E_{ps}$ 的边界簇重新应用 DBSCAN 算法进行合并。

## 4　实验结果与分析

### 4.1　实验数据与环境

为了验证本文方法的准确性和实时性，实验平台采用长城欧拉电动汽车改装而成的智能驾驶车

辆，激光雷达为北科天绘的16线激光雷达R-Fans-16M，扫描频率为10 Hz，激光雷达安装位置与实验平台如图7所示。实验场景为校园环境。实验运行环境为：车载工控机采用i5-6440处理器，系统环境为Ubuntu16.04，开发环境为RoboWare。软件通过C++编写，调用PCL 1.7中相关的点云结构，利用rviz进行显示。

图7 R-Fans-16M激光雷达与实验平台

Fig. 7 R-Fans-16M LiDAR and experimental platform

### 4.2 障碍物检测结果分析

为了验证本文方法的效果，实验中分别使用传统DBSCAN算法和本文方法对校园环境下采集的1 700帧三维激光雷达数据进行处理，传统方法聚类半径$E_{ps}$选取固定值1 m，$M_{inPts}$选取经验值5，将它们的障碍物检测结果进行对比。其中，特别针对双车场景、三人场景、车人混合场景下的数据进行了重点研究。

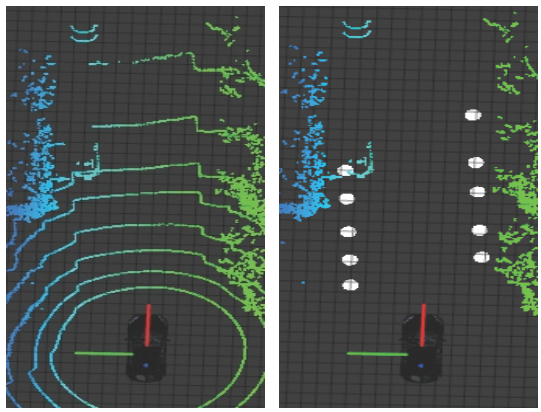
#### 4.2.1 定性分析

3种场景下的三维激光雷达检测结果如下：

1）场景1。道路中存在多台车辆，实验场景选取不同距离下的2台静止车辆场景，如图8所示，其中较远距离的为1号车，较近距离的为2号车。原始点云如图9(a)所示，去除地面与ROI区域如图9(b)所示。由全局对比图10可看出，传统方法由于聚类半径$E_{ps}$固定且远处障碍物点云较稀疏而漏检了1号车辆，而本文方法可以同时正常检测双车，局部对比如图11所示。

图8 实验场景1

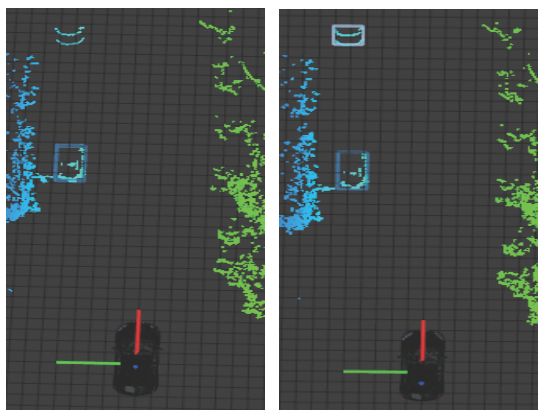
Fig. 8 Experiment scenario 1



(a) 原始点云 (b) 去除地面与ROI区域

图9 场景1三维点云

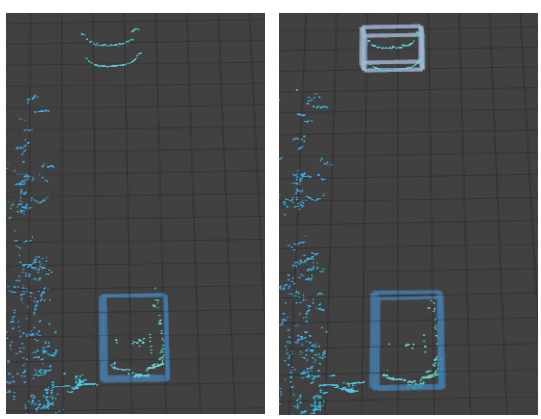
Fig. 9 3D point cloud of scenario 1



(a) 传统方法 (b) 本文方法

图10 场景1检测全局对比

Fig. 10 Global comparison of detection results in scenario 1



(a) 传统方法 (b) 本文方法

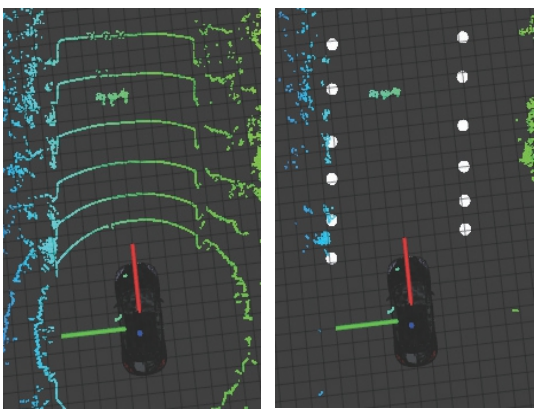
图11 场景1检测局部对比

Fig. 11 Local comparison of detection results in scenario 1

2）场景2。道路中存在多个行人，实验场景选取间距较近的3个行人运动场景，如图12所示，其中，从左往右依次为1号行人、2号行人、3号行人。原始点云如图13(a)所示，去除地面与ROI区域如图13(b)所示。由全局对比图14可看出，传统

图 12　实验场景 2

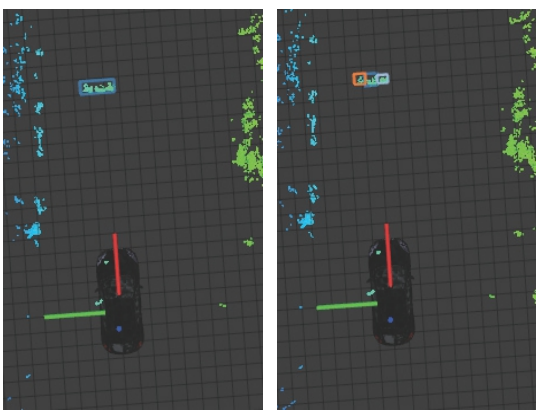
Fig. 12　Experiment scenario 2



(a) 原始点云　　(b) 去除地面与ROI区域

图 13　场景 2 三维点云

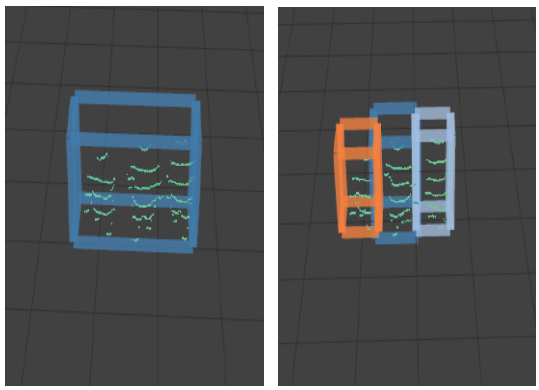
Fig. 13　3D point cloud of scenario 2



(a) 传统方法　　(b) 本文方法

图 14　场景 2 检测全局对比

Fig. 14　Global comparison of detection results in scenario 2



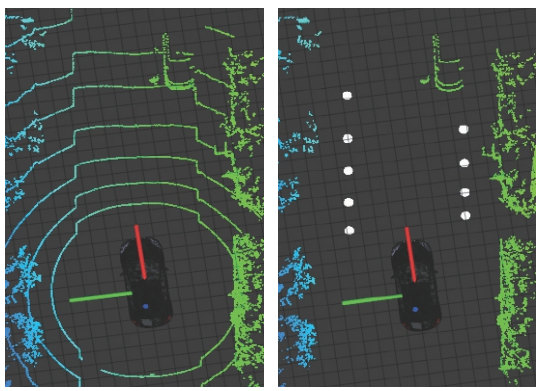
(a) 传统方法　　(b) 本文方法

图 15　场景 2 检测局部对比

Fig. 15　Local comparison of detection results in scenario 2

图 16　实验场景 3

Fig. 16　Experiment scenario 3



(a) 原始点云　　(b) 去除地面与ROI区域

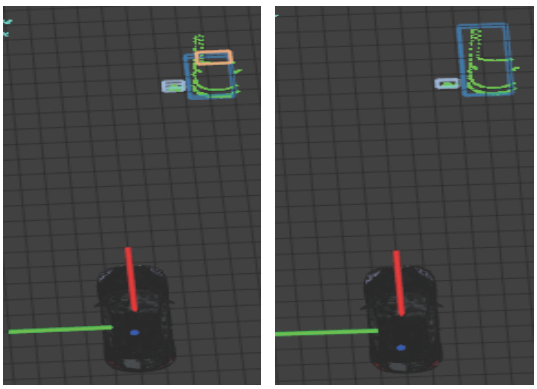
图 17　场景 3 三维点云

Fig. 17　3D point cloud of scenario 3

方法在检测间距较近的行人时，误把多个行人检测为一个，出现欠分割现象，而本文方法可以正常分割出 3 人，局部对比如图 15 所示。

3）场景 3。道路中存在多个行人与车辆，实验场景选取其中静止车辆、运动行人且间距较近的混合场景，如图 16 所示，从左往右依次为 4 号行人、3 号车。原始点云如图 17(a) 所示，去除地面与 ROI 区域如图 17(b) 所示。由全局对比图 18 可看出，传统方法虽然可以正常检测行人，但是由于车辆点云较稀疏而误检测为 2 个，出现了过分割现象，而本文方法可以正常检测车与行人，局部对比如图 19 所示。

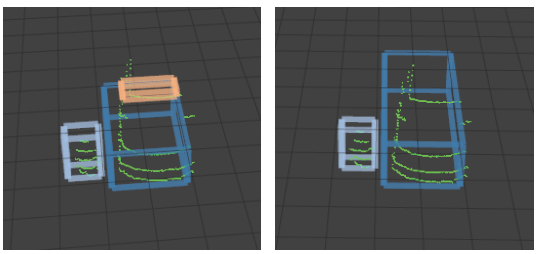
综上，2 种方法在 $M_{\mathrm{inPts}}$ 取值相同的情况下，$E_{\mathrm{ps}}$ 的取值影响着最终的聚类效果。在以上场景中，各个障碍物点云的空间分布不同，因此本文方



(a) 传统方法 (b) 本文方法

图 18 场景 3 检测全局对比

Fig. 18 Global comparison of detection results in scenario 3



(a) 传统方法 (b) 本文方法

图 19 场景 3 检测局部对比

Fig. 19 Local comparison of detection results in scenario 3

法根据激光束在空间中的分布特点自适应调整$E_{ps}$,以满足对具有不同空间分布障碍物点云的聚类要求,最终实现良好的检测效果。另外,在以上3个场景中,检测障碍物结果与实际测量的障碍物位置信息如表1所示。可以看出,传统方法在检测障碍物时位置信息有缺失,如在场景1中漏检1号车,或者有较大误差,如在场景2与场景3中出现欠分割和过分割。而本文方法不仅能正常检测出每个场景中的障碍物,而且结果与实际测量的障碍物位置信息相比,误差平均在15 cm以内,符合无人车在实际场景中的应用要求。

4.2.2 定量分析

为进一步验证本文方法的准确性,对障碍物的检测结果采用正检率、误检率、漏检率等参数来评估,公式如下:

$$\begin{cases} P_{\mathrm{T}} = \dfrac{N_{\mathrm{T}}}{N_{\mathrm{sum}}} \\ P_{\mathrm{F}} = \dfrac{N_{\mathrm{F}}}{N_{\mathrm{sum}}} \\ P_{\mathrm{M}} = \dfrac{N_{\mathrm{M}}}{N_{\mathrm{sum}}} \end{cases} \tag{7}$$

式中:$N_{\mathrm{sum}}$为所有参与检测的障碍物数量;$N_{\mathrm{T}}$为检测正确的障碍物数量;$N_{\mathrm{F}}$为检测中出现欠分割和过分割的障碍物数量;$N_{\mathrm{M}}$为未检测出的障碍数量。由以上定义可知,正检率$P_{\mathrm{T}}$越高,障碍物检测效果越好。误检率$P_{\mathrm{F}}$和漏检率$P_{\mathrm{M}}$越高,效果越差。

表 1 障碍物位置信息

Table 1 Obstacle location information m

| 场景 | | 障碍物位置 | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 传统DBSCAN | 本文方法 | 实际测量值 |
| 场景1 | 1号车 | 漏检 | (30.01,4.25) | (30.25,4.30) |
| | 2号车 | (15.09,5.71) | (15.11,5.81) | (15.17,5.85) |
| 场景2 | 1号行人 | 欠分割 | (17.13,1.51) | (17.05,1.45) |
| | 2号行人 | 欠分割 | (17.12,0.31) | (17.15,0.5) |
| | 3号行人 | 欠分割 | (17.15,−0.45) | (17.15,−0.55) |
| 场景3 | 4号行人 | (15.15,−3.32) | (15.17,−3.29) | (15.25,−3.20) |
| | 3号车 | 过分割 | (16.18,−4.11) | (16.25,−4.20) |

对连续1 700帧的三维点云数据进行障碍物检测对比实验,检测的效果如表2所示。可知,本文方法障碍物检测平均正检率约为91.7%,相较于传统方法提高了17.5%,漏检率与误检率也有一定的下降,并且漏检率下降较明显。经分析,改进后的DBSCAN算法由于可以自适应调整聚类半径,对不同场景下的障碍物均有较好的检测结果。

表 2 障碍物检测结果

Table 2 Obstacle detection results

| 方法 | 障碍物数量 | 正检率/% | 误检率/% | 漏检率/% | 平均耗时/s |
|---|---|---|---|---|---|
| 传统DBSCAN | 800 | 74.2 | 6.3 | 19.5 | 0.127 1 |
| 本文方法 | 800 | 91.7 | 2.2 | 6.1 | 0.097 1 |

为了验证本文方法的实时性,统计第100~1 600帧三维点云数据的聚类算法运行时间,每隔30帧采样一次,每次采样取30帧运行时间的平均值,绘制曲线如图20所示。

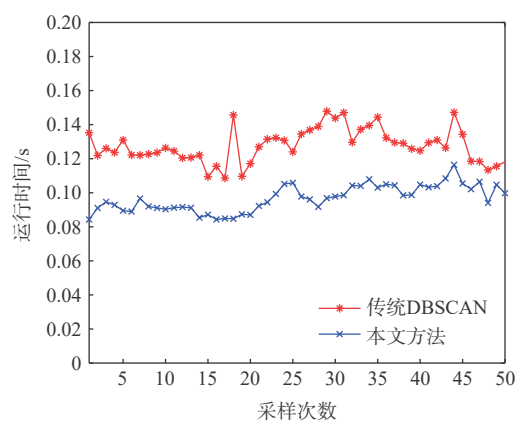



图 20 算法运行时间对比

Fig. 20 Comparison of algorithm running time

可知，传统方法平均耗时0.127 1 s，本文方法平均耗时 0.097 1 s，耗时上约缩短 23.6%。经分析，由于对空间内点云预先进行分组，再对每组内的点云并行聚类，大大降低了聚类时遍历大量点云所耗费的时间，最终明显提高了障碍物检测速度。

## 5　结　论

本文针对基于三维激光雷达的障碍物检测问题进行研究，提出一种改进密度聚类算法的障碍物检测方法，经实车实验验证可得到以下结论：

1）自适应调整聚类半径的 DBSCAN 算法可以有效分割相邻障碍物，并精确检测出远距离障碍物。

2）基于分组聚类的思想，结合参数自适应 DBSCAN 算法与改进 k-means 算法的障碍物检测方法整体实时性有显著提升。

3）实验证明，与传统 DBSCAN 算法相比，本文方法障碍物检测正检率提高了 17.5%，平均耗时缩短 23.6%。

下一步重点研究与高精度矢量地图相结合提取 ROI 区域，并融合其他传感器共同检测障碍物。

### 参考文献（References）


[1] WEN L H, JO K H. Three-attention mechanisms for one-stage 3D object detection based on LiDAR and camera[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2021, 17(10): 6655-6663.

[2] LEE H, MOTES J, MORALES M, et al. Parallel hierarchical composition conflict-based search for optimal multi-agent path-finding[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2021, 6(4): 7001-7008.

[3] WANG Z, ZHAO X M, CHEN Z W, et al. A dynamic cooperative lane-changing model for connected and autonomous vehicles with possible accelerations of a preceding vehicle[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 173(2): 114675.

[4] BARZEGAR A, DOUKHI O, LEE D J. Design and implementation of an autonomous electric vehicle for self-driving control under GNSS-denied environments[J]. Applied Sciences, 2021, 11(8): 3688.

[5] CHEN Y C, HUANG F Y, LIU B Q, et al. Significant obstacle location with ultra-wide FOV LWIR stereo vision system[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2020, 129(2): 106076.

[6] 夏显召, 朱世贤, 周意遥, 等. 基于阈值的激光雷达K均值聚类算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 115-121.
XIA X Z, ZHU S X, ZHOU Y Y, et al. LiDAR K-means clustering algorithm based on threshold[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 115-121(in Chinese).

[7] 徐国艳, 牛欢, 郭宸阳, 等. 基于三维激光点云的目标识别与跟踪研究[J]. 汽车工程, 2020, 42(1): 38-46.
XU G Y, NIU H, GUO C Y, et al. Research on target recognition and tracking based on 3D laser point cloud[J]. Automotive Engineering, 2020, 42(1): 38-46(in Chinese).

[8] HE C, ZENG H, HUANG J, et al. Structure aware single-stage 3D object detection from point cloud[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 13-19.

[9] ZHOU Y, TUZEL O. VoxelNet: End-to-end learning for point cloud based 3D object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 18-23.

[10] 汪文琪, 李宗春, 付永健, 等. 基于改进多规则区域生长的点云多要素分割[J]. 光学学报, 2021, 41(5): 198-212.
WANG W Q, LI Z C, FU Y J, et al. Multi-factor segmentation of point cloud based on improved multi-rule region growing[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(5): 198-212(in Chinese).

[11] 宗长富, 文龙, 何磊. 基于欧几里得聚类算法的三维激光雷达障碍物检测技术[J]. 吉林大学学报(工学版), 2020, 50(1): 107-113.
ZONG C F, WEN L, HE L. Object detection based on Euclidean clustering algorithm with 3D laser scanner[J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition), 2020, 50(1): 107-113(in Chinese).

[12] 郭烈, 马跃, 岳明, 等. 驾驶特性的识别评估及其在智能汽车上的应用综述[J]. 交通运输工程学报, 2021, 21(2): 7-20.
GUO L, MA Y, YUE M, et al. Overview of recognition and evaluation of driving characteristics and their applications in intelligent vehicles[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2021, 21(2): 7-20(in Chinese).

[13] 戴阳阳, 李朝锋, 徐华. 初始点优化与参数自适应的密度聚类算法[J]. 计算机工程, 2016, 42(1): 203-209.
DAI Y Y, LI C F, XU H. Density clustering algorithm with initial point optimization and parameter self-adaption[J]. Computer Engineering, 2016, 42(1): 203-209(in Chinese).

[14] FENG L, LIU K, TANG F, et al. GO-DBSCAN: Improvements of DBSCAN algorithm based on grid[J]. International Journal of Computer Theory and Engineering, 2017, 9(3): 151-155.

[15] 谢德胜, 徐友春, 王任栋, 等. 基于三维激光雷达的无人车障碍物检测与跟踪[J]. 汽车工程, 2018, 40(8): 952-959.
XIE D S, XU Y C, WANG R D, et al. Obstacle detection and tracking for unmanned vehicles based on 3D laser radar[J]. Automotive Engineering, 2018, 40(8): 952-959(in Chinese).

[16] BRYANT A, CIOS K. RNN-DBSCAN: A density-based clustering algorithm using reverse nearest neighbor density estimates[J]. IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering, 2018, 30(6): 1109-1121.

[17] 蔡怀宇, 陈延真, 卓励然, 等. 基于优化DBSCAN算法的激光雷达障碍物检测[J]. 光电工程, 2019, 46(7): 83-90.
CAI H Y, CHEN Y Z, ZHUO L R, et al. LiDAR object detection based on optimized DBSCAN algorithm[J]. Opto-Electronic Engineering, 2019, 46(7): 83-90(in Chinese).

[18] WANG C X, JI M, WANG J, et al. An improved DBSCAN method for LiDAR data segmentation with automatic EPS estimation[J]. Sensors (Basel), 2019, 19: 172.

[19] 汪世财, 谈东奎, 谢有浩, 等. 基于激光雷达点云密度特征的智能车障碍物检测与跟踪[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2019, 42(10): 1311-1317.

WANG S C, TAN D K, XIE Y H, et al. Obstacle detection and tracking for intelligent vehicle based on density characteristics of point cloud using 3D lidar[J]. Journal of Hefei University of Technology: (Natural Science), 2019, 42(10): 1311-1317(in Chinese).

[20] LI H, LIU X J, LI T, et al. A novel density-based clustering algorithm using nearest neighbor graph[J]. Pattern Recognition, 2020, 102(6): 107206.

[21] ZERMAS D, IZZAT I, PAPANIKOLOPOULOS N. Fast segmentation of 3D point clouds: A paradigm on LiDAR data for autonomous vehicle applications[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5067-5073.

# LiDAR obstacle detection based on improved density clustering

NIU Guochen*, WANG Yueyang, TIAN Yibo

(Robotics Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract**: For the 3D point cloud collected by the LiDAR on the intelligent vehicle in the park environment, there exist some problems, for example, the obstacles far away from the LiDAR are easily missed, adjacent obstacles are prone to incompletely or excessively differentiate, and the algorithm is time-consuming. To solve these problems, the improved density-based spatial clustering of applications with noise (DBSCAN) algorithm is proposed by adaptively changing the clustering radius based on laser beams that are distributed differently in the horizontal and vertical directions. It is also suggested to combine the upgraded k-means algorithm with the concept of group clustering to create a quick and accurate obstacle identification technique. Firstly, the 3D point clouds in the region of interest (ROI) are preliminarily grouped by using the improved k-means algorithm according to 3D point clouds density characteristics. Then, the point clouds in each group are clustered in parallel using the parameter adaptive DBSCAN algorithm. Finally, the clusters on the qualified group boundary are merged to complete the obstacle detection. The experimental findings indicate that when compared to the conventional approaches, the suggested method's true positive rate of obstacle detection is enhanced by 17.5%, and the average time consumption is decreased by 23.6%.

**Keywords**: LiDAR; obstacle detection; intelligent vehicle; groups clustering; density-based spatial clustering of applications with noise; k-means

**Received**: 2021-12-06; **Accepted**: 2022-01-17; **Published Online**: 2022-02-15 11:05

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1429.006.html

**Foundation item**: Tianjin Science and Technology Plan (17ZXHLGX00120)

* **Corresponding author**. E-mail: niu_guochen@139.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0760

# 基于变分自编码器的多维退化数据生成方法

林焱辉*，李春波
(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191)

**摘 要**：数据驱动的剩余使用寿命（RUL）预测方法不依赖于复杂的物理模型，可以直接利用设备历史运行数据与当前监测数据对设备RUL进行预测，对制定合理的维修策略，降低设备的维护成本具有重要意义。但是数据驱动的RUL预测方法依赖于大量历史数据，在数据不足时，尤其是多维退化数据，模型难以取得良好的预测效果。针对这一问题，提出一种多维退化数据生成方法，所提方法构建了一种全局优化模型，以条件变分自编码器作为生成模型，提取多维退化数据特征并生成相似数据扩充RUL预测模型训练集，利用长短时记忆网络作为RUL预测模型，所提方法能够通过RUL预测模型更新生成模型的参数提高模型的效果，同时利用更新后的生成模型提高剩余寿命预测模型在退化数据不足情况下的效果。使用航空发动机退化数据进行了案例验证，通过对比未加入生成数据训练得到的RUL预测模型与加入生成数据训练得到的RUL预测模型的表现，验证了所提方法在解决RUL预测模型训练数据不足方面的优越性。

**关 键 词**：剩余寿命预测；变分自编码器；条件变分自编码器；数据生成；数据不足
**中图分类号**：V19;TP802+.1
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2617-11

预测与健康管理（prognostic and health management, PHM）是指利用传感器采集系统的数据信息，综合利用现代信息技术如人工智能推理算法对系统自身的健康状况进行监控、管理与评估的一项技术[1]，通过PHM技术，能够结合现有的多种资源信息提供一系列的设备维护与保障建议或决策，从而实现降低设备全寿命周期维护费用的目的。目前，PHM技术在国内外均得到了深度研究及应用[2-4]。剩余使用寿命（remaining useful Life, RUL）预测是PHM领域的一项重要工作[5]，通过对设备RUL进行估计，根据估计得到的RUL指定合理的维护保障策略，既能降低设备的维护保障成本，并且能够在设备发生故障造成严重后果前提前预知并采取相应的措施，对提高设备的可靠性具有重大意义。

设备RUL主要是指产品运行至当前时刻与设备失效时刻之间的时间间隔。RUL预测技术是指当某一设备运行至当前时刻时，根据该设备运行至当前时刻的状态监测信息或同类型设备的海量历史监测信息，预测设备由当前运行状态至失效状态的RUL。

目前，在RUL预测领域，深度学习技术已经被应用在多种不同的对象上，文献[6]以加工刀具为研究对象，利用卷积神经网络与长短时记忆（long short-term memory, LSTM）网络提取刀具振动信号的特征，实现了对加工刀具RUL的预测；文献[7]以锂离子电池为对象，介绍了一种结合自编码器与深度神经网络的RUL预测方法；文献[8]使用LSTM网络对锂离子电池的RUL进行了预测；文献[9]以涡轮风扇发动机为研究对象，使用PHM 2008数据集，提出一种使用LSTM网络的RUL预测方法；文献[10]使用一种结合自编码器与logistics回归的预

**收稿日期**：2021-12-16；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-05-07 08:22
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220505.1423.001.html
**基金项目**：国家自然科学基金（51875016）
*通信作者. E-mail：linyanhui@buaa.edu.cn

*引用格式：林焱辉，李春波. 基于变分自编码器的多维退化数据生成方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2617-2627.*
*LIN Y H，LI C B. Multidimensional degradation data generation method based on variational autoencoder[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2617-2627（in Chinese）.*

测方法，并利用 PHM 2008 数据集对该方法进行了验证；文献 [11] 以滚动轴承为研究对象，使用 PHM 2012 数据集，提出一种使用循环门单元的 RUL 预测方法，取得了较好的效果。目前，由于深度学习技术能够充分挖掘设备的状态信息，且不需要对设备的失效机理进行建模，因此，深度学习技术成为了目前 RUL 预测领域使用的热门方法。深度学习技术需要大量的退化数据模型对模型进行训练[12]，而在实践中，收集退化数据成本较高，深度学习模型在退化数据不足的情况下进行训练，难以获得预测效果较好的模型，这制约了深度学习技术在 RUL 预测领域的发展。因此，需要提出一种扩充数据集的方法来解决这一问题。

在深度学习领域，生成模型是指一种能够学习观测数据的特征，利用这些特征生成类似观测数据的生成数据的模型。因此，可利用生成模型，从有限的数据集中学习样本的特征，生成与原始数据集样本类似的样本，从而达到扩充数据集的目的。目前，深度学习领域常见的 2 种生成模型为生成对抗网络 (generative adversarial networks, GAN)[13] 与变分自编码器 (variational autoEncoder, VAE)[14]。目前，在 PHM 领域，使用生成模型扩充数据集主要被应用在 2 个问题中：针对故障诊断领域不同故障类型样本不平衡的问题，文献 [15] 提出一种结合 GAN 与自编码器的模型，实现了在不平衡样本条件下的故障诊断工作；文献 [16] 利用一种结合条件变分自编码器 (conditional variational autoEncoder, CVAE) 的生成对抗网络（CVAE-GAN），在不平衡样本条件下进行故障诊断，实现了较好的效果；文献 [17] 提出一种使用 GAN 增加故障数据以应对故障数据与健康数据不平衡的方法。针对 RUL 预测领域，生成模型多被应用于填补缺失数据，文献 [18] 提出一种结合 K-S 非参数检验的 GAN，实现了对退化数据的填补，提高了缺失数据条件下 RUL 预测模型的表现；文献 [19] 针对列车监控数据某些传感器由于故障出现数据缺失的问题，提出一种利用 GAN 填补缺失数据的方法；文献 [20] 提出一种使用生成对抗训练方法的 VAE，实现了缺失数据条件下的 RUL 预测，取得了较好的效果。

在 RUL 预测领域，GAN 与 VAE 模型常被用于退化数据缺失的情况下进行缺失数据的填补工作，针对 RUL 预测模型训练数据集不足的问题，尤其是多维退化数据，还鲜有研究。因此，针对这一问题，本文提出一种多维退化数据生成方法。相较于 GAN 而言，VAE 能够通过对比重构数据与真实数据的差异来辅助生成模型的训练，避免了 GAN 常出现的模型崩溃问题，因此，本文以 CVAE 作为生成模型，实现了退化数据不足情况下的全寿命周期退化数据生成工作。出于处理时间序列数据的目的，本文以 LSTM 网络作为 RUL 预测模型，LSTM 解决了原始的循环神经网络存在的远距离梯度消失问题，是一种在时间序列数据处理方面常用的深度学习模型。并在此基础上，构建全局优化模型，使用 RUL 预测模型进一步更新生成模型的参数，实现了针对退化数据不足情况下 RUL 预测的闭环建模与训练工作。本文使用航空发动机 CMPASS 退化数据集对本文方法进行了验证。通过对比本文方法与未加入生成数据训练得到的 RUL 预测模型的表现，以及将原始 VAE 与全协方差变分自编码器 (full covariance autoEncoder, FCVAE) 作为生成模型时的 RUL 预测模型的表现，发现本文方法能够有效解决 RUL 预测模型训练数据不足时准确度下降的问题，提升 RUL 预测模型在小样本训练时的预测能力。

## 1 相关理论知识

### 1.1 长短时记忆网络

LSTM 网络是文献 [21] 提出的一种循环神经网络变体，其提出目的主要是为了解决循环神经网络存在的远距离梯度消失问题：原始的循环神经网络在时间序列较长的情况下，多个时间步之前的数据对网络参数更新的贡献逐渐衰减，导致反向传播算法计算得到的梯度为 0，网络参数无法被多个时间步之前的数据更新。LSTM 网络循环单元结构如图 1 所示。

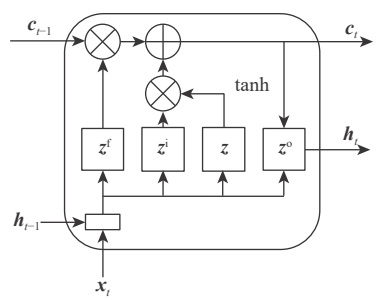



图 1 LSTM 网络循环单元结构

Fig. 1 Structure of LSTM netword recurrent cell

相较于原始的循环神经网络单元，LSTM 网络拥有 2 个记忆状态：$\boldsymbol{c}_t$ 为单元状态，作为长期记忆，与循环神经网络（recurrent neural network, RNN）的记忆状态类似；$\boldsymbol{h}_t$ 为隐藏状态，作为短期记忆。在循环单元内部新增了 3 个门控单元：遗忘门、输入门和输出门。通过 3 个门控单元实现 LSTM 网络内部的计算，其计算流程可分为 3 个阶段：遗忘阶段、选择记忆阶段和输出阶段。

将长度为 $T$ 的时间序列输入到 LSTM 网络中，对于某个时间步 $t$ 的输入 $\boldsymbol{x}_t$，在遗忘阶段，遗忘门首

先对上一个节点的状态信息进行遗忘, 计算遗忘门状态:

$$z_t^{\mathrm{f}}=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{f}}[\boldsymbol{x}_t,\boldsymbol{h}_{t-1}]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{f}}) \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{x}_t$ 为当前时间步的输入; $\boldsymbol{h}_{t-1}$ 为上一个时间步的隐藏状态; $\boldsymbol{W}_{\mathrm{f}}$ 和 $\boldsymbol{b}_{\mathrm{f}}$ 分别为遗忘门的权重与偏置。遗忘门状态 $z_t^{\mathrm{f}}$ 取值范围为 [0,1], 0 表示彻底忘记, 1 表示记住。

在选择记忆阶段, 输入门选择性记忆当前输入的内容并更新单元状态:

$$\begin{cases} z_t^{\mathrm{i}}=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{i}}[\boldsymbol{x}_t,\boldsymbol{h}_{t-1}]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{i}}) \\ z_t=\tanh(\boldsymbol{W}[\boldsymbol{x}_t,\boldsymbol{h}_{t-1}]+\boldsymbol{b}) \\ \boldsymbol{c}_t=z_t^{\mathrm{f}}\odot\boldsymbol{c}_{t-1}+z_t^{\mathrm{i}}\odot z_t \end{cases} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{c}_t$ 为当前时间步的单元状态; $\boldsymbol{c}_{t-1}$ 为上一个时间步的单元状态。$\boldsymbol{W}_{\mathrm{i}}$ 和 $\boldsymbol{b}_{\mathrm{i}}$ 分别为输入门的权重与偏置; $\boldsymbol{W}$ 和 $\boldsymbol{b}$ 分别为计算 $z_t$ 的权重和偏置。

在输出阶段, 计算得到当前时间步的单元状态后, 输出门负责计算该时间步的循环单元的输出:

$$\begin{cases} z_t^{\mathrm{o}}=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{o}}[\boldsymbol{x}_t,\boldsymbol{h}_{t-1}]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{o}}) \\ \boldsymbol{h}_t=z_t^{\mathrm{o}}\odot\tanh(\boldsymbol{c}_t) \end{cases} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{W}_{\mathrm{o}}$ 和 $\boldsymbol{b}_{\mathrm{o}}$ 分别为输出门的权重和偏置。通过式 (1)～式 (3) 即可计算 LSTM 网络循环单元在时间步 $t$ 时的状态信息。

### 1.2　变分自编码器及其变体模型

VAE 是文献 [14] 中提出的一种生成模型, 其结构如图 2 所示。

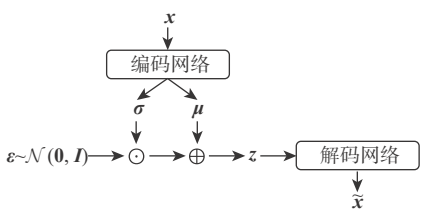



图 2　VAE 的结构

Fig. 2　Structure of VAE

VAE 是一种结合概率统计和深度学习的神经网络, 其可分为编码网络与解码网络 2 部分, 编码网络学习数据的分布并依照一个概率分布将原始数据映射到一个低维的隐变量空间中, 解码网络接收隐变量空间采样的隐变量, 并依照概率分布生成原始数据。VAE 的图模型结构如图 3 所示。

图 3 中实线代表生成模型 $p_{\theta}(z)p_{\theta}(\boldsymbol{x}|z)$, 其中 $\boldsymbol{\theta}$ 表示解码网络的参数, 概率 $p_{\theta}(\boldsymbol{x}|z)$ 由解码网络近似得到, 虚线代表近似后验分布 $q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x})$, 其中 $\boldsymbol{\phi}$ 表示编码网络的参数, 由编码网络计算得到, VAE 的损失函数为

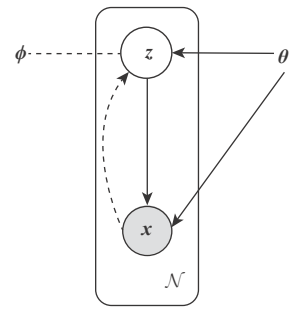



图 3　VAE 的图模型结构

Fig. 3　Structure of VAE graphical model

$$D_{\mathrm{KL}}(q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x}),p_{\theta}(z))+H(q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x}),p_{\theta}(\boldsymbol{x}|z)) \tag{4}$$

式中: $D_{\mathrm{KL}}(q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x}),p_{\theta}(z))$ 为近似后验 $q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x})$ 与隐变量空间概率分布 $p_{\theta}(z)$ 的 KL 散度; $\boldsymbol{H}(q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x}),p_{\theta}(\boldsymbol{x}|z))$ 为 $q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x})$ 与 $p_{\theta}(\boldsymbol{x}|z)$ 的交叉熵, 代表重构误差的大小。在实际训练中, 由于从近似后验 $q_{\boldsymbol{\phi}}(z|\boldsymbol{x})$ 中采样隐变量这一过程不可微分, 因此, 文献 [14] 提出一种重参数化技巧, 通过引入一个可微变换来解决这一问题, 如式 (5) 所示:

$$z=\boldsymbol{\mu}+\boldsymbol{\sigma}\odot\boldsymbol{\varepsilon} \tag{5}$$

式中: $z$ 为隐变量; $\boldsymbol{\mu}$、$\boldsymbol{\sigma}$ 由编码网络计算得到; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为来自于标准正态分布 $\mathcal{N}(\boldsymbol{0},\boldsymbol{I})$ 的变量。

FCVAE 是 VAE 的一种变体[22], 与原始 VAE 的不同之处在于, FCVAE 考虑到了隐变量各个维度之间的相关性, 将原始 VAE 近似后验分布由服从方差为对焦矩阵的正态分布拓展为含有协方差的正态分布。其隐变量的计算方法为

$$\begin{cases} \boldsymbol{L}=\boldsymbol{L}_{\mathrm{mask}}\odot\boldsymbol{L}'+\mathrm{diag}(\boldsymbol{\sigma}) \\ \boldsymbol{\varepsilon}\sim\mathcal{N}(\boldsymbol{0},\boldsymbol{I}) \\ z_t=\boldsymbol{\mu}+\boldsymbol{L}\odot\boldsymbol{\varepsilon} \end{cases} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{L}$ 为上 (或下) 三角矩阵, 对角线上的元素均不为 0, 且 $\boldsymbol{L}\boldsymbol{L}^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{\Sigma}$。$\boldsymbol{\mu}$、$\boldsymbol{\sigma}$ 与 $\boldsymbol{L}'$ 由编码网络计算得到; $\boldsymbol{L}_{\mathrm{mask}}$ 为遮蔽矩阵, 即一个对角线及对角线上方元素均为 0, 对角线下方元素均为 1 的下三角矩阵; diag ($\boldsymbol{\sigma}$) 为将 $\boldsymbol{\sigma}$ 转换为一个对角矩阵, 对角线上的元素为每个维度的标准差。

FCVAE 通过提高近似后验的复杂程度, 能够在一定程度上提高 VAE 隐变量的表达能力。但其网络结构与计算流程的复杂程度相较于 VAE 有所提高, 训练难度有所增大。

CVAE 是一种监督 VAE, 相较于原始 VAE 而言, 其加入了条件信息用于控制生成数据的类别。CVAE 有很多不同的结构, 本文采用文献 [23] 中提到的 CVAE 结构, 如图 4 所示。

CVAE 的损失函数为

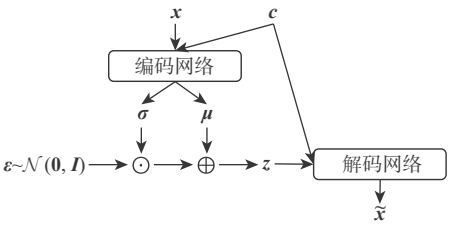



图4 CVAE的结构

Fig. 4 Structure of CVAE

$$D_{\mathrm{KL}}(q_{\phi}(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{x},\boldsymbol{c})\|p_{\theta}(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{c}))+H(q_{\phi}(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{x},\boldsymbol{c}),p_{\theta}(\boldsymbol{x}|\boldsymbol{z},\boldsymbol{c})) \quad (7)$$

式中：$\boldsymbol{c}$为条件信息。通过加入条件信息，CVAE能够简化数据的生成过程，也能够控制生成数据的类型，其生成数据的方式相较于VAE与FCVAE更为简化，因此，本文选择CVAE作为生成模型。

## 2 基于VAE的多维退化数据生成方法

针对RUL预测模型训练数据集不足的问题，本文提出一种基于VAE的多维退化数据生成方法，该方法以一个全局优化模型为核心，整体模型结构如图5所示。

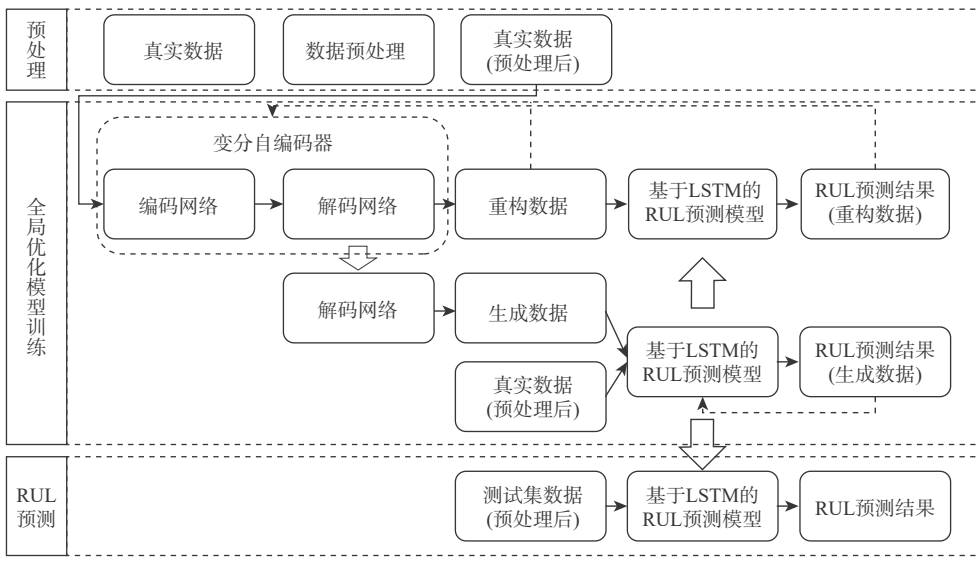



图5 整体模型结构

Fig. 5 The whole model structure

图5分为3个阶段：第1个阶段对数据进行预处理，得到预处理后的数据；第2个阶段为全局优化模型训练，图中实线代表数据正向传播的方向，虚线代表数据反向更新网络参数的方向，空心箭头代表将训练好的模型用于后续工作；第3个阶段为RUL预测，在得到训练后的全局优化模型后，利用其内部RUL预测模型进行RUL预测。全局优化方法使用CVAE作为退化数据生成模型，学习真实数据的特征并生成新的退化数据；利用RUL预测模型预测设备的剩余寿命，同时在训练阶段，使用RUL预测模型更新CVAE的参数，从而提高CVAE的生成能力。下面给出本文方法的具体建模思路。

### 2.1 数据预处理

针对多维输入数据，由于每一维输入数据代表的含义不同，每一维输入数据的数量级与量纲也不同；不同设备因为自身个性化的差异，导致相同维度的输入数据在不同设备上也有一定的差异。对于神经网络而言，若神经网络的某一输入维度数值较高，神经网络就会过于偏向此类特征，对网络参数的更新造成不利的影响，故需要通过数据标准化操作。本文选择极大极小标准化作为本文的数据标准化方法：

$$\tilde{x}_j^i=\frac{x_j^i-\min\ x^i}{\max\ x^i-\min\ x^i} \quad (8)$$

式中：$x_j^i$为第$i$维特征的第$j$个数据；$\tilde{x}_j^i$为归一化后的第$i$维特征的第$j$个数据；$\max x^i$为第$i$维特征的最大值；$\min x^i$为第$i$维特征的最小值。

通过极大极小标准化后，将输入数据实现无量纲化并缩放到[0,1]之间，从而避免了深度学习模型在训练时受到输入数据的影响。

出于本文的使用需要，本文利用滑动窗口算法将原始数据划分为多个子时间序列，滑动窗口算法能够在保留原始数据局部时间依赖性的前提下，将原始数据转化为所需的形式，其流程如图6所示。

若原始数据的长度为$T$，滑动窗口的大小为$t$，则可从原始序列中提取到$T-t+1$个子序列，将这些子序列作为模型的输入样本。

### 2.2 LSTM-CVAE模型

因需要捕捉时间序列数据的时序特征，本文采用LSTM-CVAE，将原始CVAE中全连接层替换为LSTM层，其结构如图7所示。

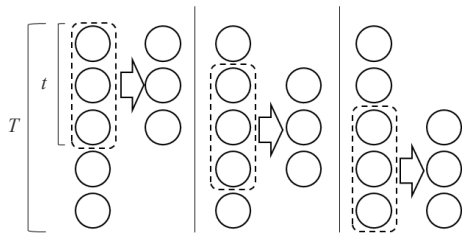



图 6　滑动窗口算法处理过程

Fig. 6　Process of sliding time window algorithm

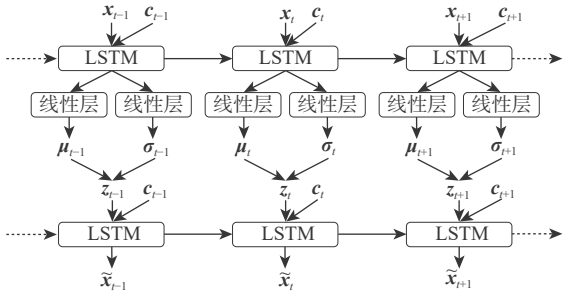



图 7　LSTM-CVAE 的结构

Fig. 7　Structure of LSTM-CVAE

LSTM-CVAE 接收的输入数据为一个多时间序列 $\boldsymbol{x}_{1:T}=\{\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_T\}$, 其中 $\boldsymbol{x}_t$ 代表时间步 $t$ 时的多维退化数据, 输入条件为一个时间序列 $\boldsymbol{c}_{1:T}=\{\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\cdots,\boldsymbol{c}_T\}$, 根据近似后验 $q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})$ 采样得到时间步时的隐变量 $\boldsymbol{z}_{1:T}=\{\boldsymbol{z}_1,\boldsymbol{z}_2,\cdots,\boldsymbol{z}_T\}$, 由分布 $p_{\theta}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t})$ 生成时间步时的生成数据, LSTM-CVAE 的损失函数为

$$\begin{aligned}\mathcal{L}_{\text{loss}}^{1}=&D_{\text{KL}}(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\|p_{\theta}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t}))+\\&H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\theta}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))\end{aligned}\tag{9}$$

式中: 近似后验 $q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})$ 服从参数为 $\boldsymbol{\mu}_t$、$\boldsymbol{\sigma}_t$ 的正态分布; 参数 $\boldsymbol{\mu}_t$、$\boldsymbol{\sigma}_t$ 由编码网络计算得到; $p_{\theta}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t})$ 为标准正态分布; $p_{\theta}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t})$ 服从参数为 $\tilde{\boldsymbol{x}}_t$、$\tilde{\boldsymbol{\sigma}}$ 的正态分布, 参数 $\tilde{\boldsymbol{x}}_t$ 为重构数据, $\tilde{\boldsymbol{\sigma}}$ 为重构数据的方差, 需提前给出; 由此可以得到损失函数的两项分别为

$$\begin{aligned}&D_{\text{KL}}(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\|p_{\theta}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t}))=\\&-\frac{1}{2}\sum^{J}(1+\log((\boldsymbol{\sigma}_t^j)^2)-(\boldsymbol{\mu}_t^j)^2-(\boldsymbol{\sigma}_t^j)^2)\end{aligned}\tag{10}$$

$$H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\theta}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))=-\frac{1}{2\tilde{\boldsymbol{\sigma}}}\|\boldsymbol{x}_t-\tilde{\boldsymbol{x}}_t\|^2\tag{11}$$

### 2.3　基于 LSTM 网络的 RUL 预测模型

基于 LSTM 网络的 RUL 预测模型由多个 LSTM 层与一个全连接层组成, 多个 LSTM 层负责接收输入的时间序列并提取时间序列的时间特征, 全连接层负责接收 LSTM 层提取的时间特征输出预测得到的 RUL。

针对长度为 $T$ 的时间序列, 将其输入到 LSTM 网络中。按照 1.1 节给出的计算流程, 最终得到时间步 $T$ 时的隐藏状态 $\boldsymbol{h}_T$, 将其输入到全连接层中计算预测的结果:

$$y_{\text{pred}}=\sigma(\boldsymbol{W}\boldsymbol{h}_T+\boldsymbol{b})\tag{12}$$

式中: $y_{\text{pred}}$ 为预测得到的 RUL, 选择均方误差 (mean square error, MSE) 作为损失函数, 利用损失函数通过反向传播算法更新网络的参数, 损失函数为

$$\mathcal{L}_{\text{loss}}^{2}=\frac{1}{N}(y_{\text{true}}-y_{\text{pred}})^2\tag{13}$$

式中: $y_{\text{true}}$ 为真实的 RUL。通过上述步骤, 即可训练得到 RUL 预测模型。

### 2.4　全局优化模型

生成模型生成退化数据的优劣主要依赖于 VAE 对原始数据特征的捕捉能力, 生成的数据直接与真实数据混合训练 RUL 预测模型, 在这个过程中, 如果生成模型的训练与预测模型的训练完全分离, 可能导致生成模型生成的退化数据包含的数据特征不利于 RUL 预测模型, 使得 RUL 预测模型训练效果不佳甚至更差。因此, 本文提出一种全局优化模型。

全局优化模型的训练过程可分为 2 个阶段: 初始训练阶段与联合训练阶段。初始训练阶段, 对 CVAE 进行较小轮次的训练, 使其具备一定的生成能力。联合训练阶段, 首先固定 CVAE 参数, 利用之前训练得到的 CVAE 生成退化数据与真实数据混合训练 RUL 预测模型, 同时使用真实数据作为验证集监测训练状态。然后固定 RUL 预测模型的参数, 将真实数据输入到 CVAE 中, 得到重构数据后将重构数据输入到 RUL 预测模型中, 利用 RUL 预测模型的预测结果与 CVAE 的重构误差更新 CVAE 参数, 并利用验证集监测训练情况。经过一轮初始训练与多轮联合训练后, 根据 RUL 预测模型在真实数据组成的验证集上的表现确定最终的生成模型。在训练过程中, 通过监测模型损失函数的变化情况来保证生成数据的可信性, 避免生成数据可信性低而对模型的训练造成不利影响。

全局优化模型的算法流程如下所示。

输入:

$\boldsymbol{x}_{1:T}=\{\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_T\}$: 输入的时间序列

$\boldsymbol{c}_{1:T}=\{\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\cdots,\boldsymbol{c}_T\}$: LSTM-CVAE 所需的条件信息

$\boldsymbol{\varepsilon}$: 来自标准正态分布的随机变量

$\boldsymbol{z}_{1:T}^{\text{sample}}=\{\boldsymbol{z}_1^{\text{sample}},\boldsymbol{z}_2^{\text{sample}},\cdots,\boldsymbol{z}_T^{\text{sample}}\}$: 采样自标准正态分布的隐变量

$y_{\text{true}}$: RUL 真实值

$K$: 初始训练次数

$L$: 联合训练次数

$M$: 联合训练中 RUL 预测模型训练次数

$N$: 联合训练中 LSTM-CVAE 模型训练次数

输出:

$\boldsymbol{\theta}$: 解码网络参数

$\boldsymbol{\phi}$: 编码网络参数

$\boldsymbol{\rho}$: RUL 预测模型参数

1. For epoch=1 to epoch=$K$ do

2. For $t$=1 to $t$=$T$ do:

3. $(\boldsymbol{\mu}_t,\boldsymbol{\sigma}_t)\leftarrow \text{Encoder}(\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}|\boldsymbol{\phi})$, Encoder为编码网络

4. $\mathcal{N}(\boldsymbol{0},\boldsymbol{I})$

5. $\boldsymbol{z}_t=\boldsymbol{\mu}_t+\boldsymbol{\sigma}_t\odot\boldsymbol{\varepsilon}$

6. $D_{\mathrm{KL}}\left(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\|p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t})\right)=-\frac{1}{2}\sum^{J}\left(1+\log((\sigma_t^j)^2)-(\mu_t^j)^2-(\sigma_t^j)^2\right)$

7. $\tilde{\boldsymbol{x}}_t\leftarrow \text{Decoder}(\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}|\boldsymbol{\theta})$, Decoder为解码网络

8. $H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))=-\frac{1}{2\tilde{\sigma}}\|\boldsymbol{x}_t-\tilde{\boldsymbol{x}}_t\|^2$

9. $\mathcal{L}_{\text{loss}}^1=\sum^{T}\left(D_{\mathrm{KL}}\left(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\right)\|p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t})\right)+H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))$

10. $(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\phi})\leftarrow-\nabla\mathcal{L}_{\text{loss}}^1$

11. For epoch=1 to epoch=$L$ do:

12. $\boldsymbol{z}_{1:T}^{\text{sample}}\sim\mathcal{N}(\boldsymbol{0},\boldsymbol{I})$

13. $\boldsymbol{x}_{1:T}^{\text{gen}}\leftarrow \text{Decoder}(\boldsymbol{z}_{1:T}^{\text{sample}},\boldsymbol{c}_{1:T}|\boldsymbol{\phi})$, $\boldsymbol{x}_{1:T}^{\text{gen}}$为生成数据

14. $\boldsymbol{x}_{1:T}^{\text{train}}=\{\boldsymbol{x}_{1:T},\boldsymbol{x}_{1:T}^{\text{gen}}\}$, 混合原始数据与真实数据得到训练集

15. For epoch_rul=1 to epoch_rul=$M$ do:

16. $y_{\text{pred}}\leftarrow \text{RUL Prediciton Model}(\boldsymbol{x}_{1:T}^{\text{train}}|\boldsymbol{\rho})$, $y_{\text{pred}}$为预测 RUL

17. $\mathcal{L}_{\text{loss}}^2=(y_{\text{true}}-y_{\text{pred}})^2$

18. $\boldsymbol{\rho}\leftarrow-\nabla\mathcal{L}_{\text{loss}}^2$

19. For epoch_cvae=1 to epoch_cvae=$N$ do:

20. For $t$=1 to $t$=$T$ do:

21. $(\boldsymbol{\mu}_t,\boldsymbol{\sigma}_t)\leftarrow \text{Encoder}(\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}|\boldsymbol{\phi})$, Encoder为编码网络

22. $\boldsymbol{\varepsilon}\sim\mathcal{N}(\boldsymbol{0},\boldsymbol{I})$

23. $\boldsymbol{z}_t=\boldsymbol{\mu}_t+\boldsymbol{\sigma}_t\odot\boldsymbol{\varepsilon}$

24. $D_{\mathrm{KL}}\left(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\right)\|p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t}))=-\frac{1}{2}\sum^{J}(1+\log\left((\sigma_t^j)^2\right)-(\mu_t^j)^2-(\sigma_t^j)^2\right)$

25. $\tilde{\boldsymbol{x}}_t\leftarrow \text{Decoder}(\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}|\boldsymbol{\theta})$, Decoder为解码网络

26. $H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))=-\frac{1}{2\tilde{\sigma}}\|\boldsymbol{x}_t-\tilde{\boldsymbol{x}}_t\|^2$

27. $\tilde{\boldsymbol{x}}_{1:T}=(\tilde{\boldsymbol{x}}_1,\tilde{\boldsymbol{x}}_2,\cdots,\tilde{\boldsymbol{x}}_T)$, 重构数据序列

28. $\mathcal{L}_{\text{loss}}^1=\sum^{T}\left(D_{\mathrm{KL}}\left(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t})\right)\|p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{c}_{1:t}))+H(q_{\boldsymbol{\phi}}(\boldsymbol{z}_t|\boldsymbol{x}_{1:t},\boldsymbol{c}_{1:t}),p_{\boldsymbol{\theta}}(\boldsymbol{x}_t|\boldsymbol{z}_t,\boldsymbol{x}_{1:t-1},\boldsymbol{c}_{1:t}))\right)$

29. $\tilde{y}_{\text{pred}}\leftarrow \text{RUL Prediciton Model}(\tilde{\boldsymbol{x}}_{1:T}|\boldsymbol{\rho})$, $\tilde{y}_{\text{pred}}$为由重构数据预测得到的 RUL

30. $\mathcal{L}_{\text{loss}}^2=(y_{\text{true}}-\tilde{y}_{\text{pred}})^2$

31. $(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\phi})\leftarrow-\nabla(\mathcal{L}_{\text{loss}}^1+\mathcal{L}_{\text{loss}}^2)$

# 3 实验结果

## 3.1 实验设置

本文选择航空发动机 CMAPSS 退化数据集作为研究对象。CMAPSS 数据集与 PHM 2008 数据集类似,是由美国国家航空航天局故障预测研究中心[24]提供,对涡轮风扇发动机进行退化仿真得到的运行至失效退化数据,该数据集被广泛应用于 RUL 预测领域[25-27]。

数据集由 4 个子数据集组成,根据运行工况与故障模式的不同进行划分。每个子数据集包括训练集与测试集,训练集中的涡轮风扇发动机具有完整的运行至失效数据,测试集中的涡轮风扇发动机只提供了运行至失效前的某一段数据。CMAPSS 数据集的具体情况如表 1 所示。

**表 1 CMAPSS 数据集**

**Table 1 CMAPSS dataset**

| 数据集编号 | 故障模式 | 工况类型 | 训练集大小 | 测试集大小 |
|---|---|---|---|---|
| FD001 | 1 | 1 | 100 | 100 |
| FD002 | 1 | 6 | 260 | 259 |
| FD003 | 2 | 1 | 100 | 100 |
| FD004 | 2 | 6 | 248 | 249 |

数据集中每台涡轮风扇发动机记录了 26 列数据。具体而言,第 1 列数据为发动机编号;第 2 列数据为发动机退化的时间步,从 1 开始递增至发动机失效为止,代表广义的时间;第 3～5 列数据为发动机的工况信息;第 6～26 列为 21 组传感器记录的数据信息。

基于本文的需求,本文选择单一工况与单一故障模式的 FD001 子数据集作为研究对象,选择 FD001 对应的训练集共 100 台发动机划分训练集与验证集用于训练模型与防止模型过拟合,选择 FD001 对应的测试集用于评估模型 RUL 预测的准确程度。基于传感器数据的变化趋势,删除了其中 7 列在同一工况下随着时间推移没有任何变化的数据,将剩余的 14 列传感器数据作为模型的输入特征,用于退化数据的生成与 RUL 的预测。文献 [28-29] 提出数据集中的涡轮风扇发动机退化趋势可被分为 2 个阶段,第 1 个阶段发动机处于健康状态,将其 RUL 设定为一个定值,到某一个时刻,发动机进入退化阶段,RUL 开始线性下降。本文选择 RUL=90 作为

其最大 RUL, 选择 RUL 小于等于 90 的数据作为退化数据, 用于训练相应的模型。

在训练阶段, 本文以发动机序号作为索引, 从中随机抽样 50 台发动机作为本文采用的数据集。在这 50 台发动机的基础上继续处理获得模型所需的训练集与验证集, 每 5 台发动机中抽取 1 台发动机, 最终共 10 台发动机作为验证集, 剩余 40 台作为训练集, 具体训练集与验证集划分情况如表 2 所示。

**表 2　训练集与验证集**

**Table 2　Train dataset and validation dataset**

| 发动机序号范围 | 训练集发动机序号 | 验证集发动机序号 |
|---|---|---|
| 1～10 | 1, 3, 7, 8 | 9 |
| 11～20 | 13, 14, 16, 18, 20 | 19 |
| 21～30 | 23, 25, 26 | 28 |
| 31～40 | 33, 34, 36, 37, 39 | 38 |
| 41～50 | 42, 43, 44, 46, 47, 50 | 45 |
| 51～60 | 51 | 54 |
| 61～70 | 60, 62, 63, 66 | 69 |
| 71～80 | 71, 73, 74, 76, 79 | 77 |
| 81～90 | 82, 83, 86, 88, 90 | 87 |
| 91～100 | 93, 95 | 100 |

划分训练集与验证集后, 从 FD001 测试集 100 台发动机中选择 RUL 小于 90 的发动机, 共 52 台发动机作为本文方法的测试集, 选择滑动窗口大小为 30, 利用滑动窗口算法处理得到所需的时间序列数据。

构建全局优化模型, 模型使用 Adam 算法更新网络参数, 训练样本批大小(batch size)为 512; 在初始训练阶段, 对 CVAE 预训练 50 轮; 联合训练共进行 10 轮, 每轮对 RUL 预测模型训练 20 轮, 然后对 CVAE 训练 20 轮。最终选择 RUL 预测模型在验证集上损失函数最小的模型作为最终模型, 在得到最终模型后, 利用 RUL 预测模型预测测试集每台发动机最后一个时间步的 RUL, 与真实数据对比以衡量 RUL 预测模型的效果。

本文选择 2 种指标衡量预测结果的准确程度: 均方根误差(root mean square error, RMSE)和一种加入了惩罚项的评估函数[24]:

RMSE 的表达式为

$$E_{\mathrm{RMSE}}=\sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(d_i)^2} \tag{14}$$

式中: $d_i=y_{\mathrm{true}}^{i}-y_{\mathrm{pred}}^{i}$

评估函数的表达式为

$$S_{\mathrm{Score}}=\begin{cases}\displaystyle\sum_{i=1}^{n}\mathrm{e}^{-\frac{d_i}{13}}-1 & d_i<0\\ \displaystyle\sum_{i=1}^{n}\mathrm{e}^{\frac{d_i}{10}}-1 & d_i\geqslant 0\end{cases} \tag{15}$$

式中: $n$ 为样本总量; $y_{\mathrm{pred}}$ 为预测得到的 RUL; $y_{\mathrm{true}}$ 为真实的 RUL; 该评估函数设计的惩罚为: 当预测的 RUL 大于真实的 RUL 时, 评估函数得分越高, 视为预测结果越差, 从实际意义而言, 如预测的 RUL 滞后于真实的 RUL, 则采取相应措施的时间也会滞后, 便会导致严重的后果, 故该评估函数对滞后预测给予了较高的惩罚。RMSE 与评估函数对比图像如图 8 所示。

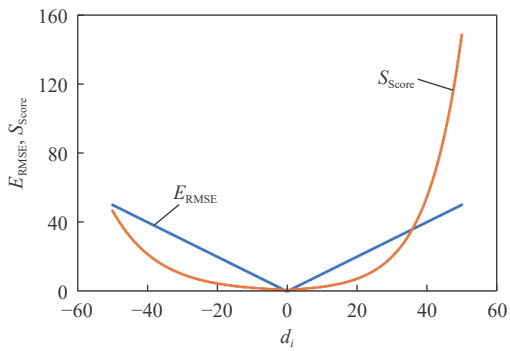



图 8　RMSE 与评估函数 Score

Fig. 8　RMSE and evaluation function Score

本文对比了 3 种退化数据生成方法与全数据集训练、部分数据集训练 RUL 预测模型结果的差异, 5 种方法具体描述如下:

1) 全数据集训练的 RUL 预测模型: 利用表 2 中验证集发动机作为验证集, 其他 90 台发动机数据训练得到的 RUL 预测模型, 设置 batch size 为 512, 最大训练轮次为 100, 选择验证集上损失函数最小的模型作为最终的 RUL 预测模型。模型结构与超参数设置如表 3 所示。

2) 部分数据集训练的 RUL 预测模型: 利用表 2 中训练集与验证集训练得到的 RUL 预测模型, 其结构与表 3 相同。该模型作为本文对比的基准模型, 以验证向训练集中加入生成数据后, 模型在测试集上的表现是否有提升。

3) LSTM-VAE: 利用与全局优化模型相同的训练集与验证集训练得到的 LSTM-VAE, 选择 batch size 为 512, 最大训练轮次为 200, 选择在验证集上损失函数最小的模型作为最终的模型。模型网络结构与超参数设置如表 4 所示。

在得到 LSTM-VAE 后, 通过对其隐变量分布采样得到生成数据, 将生成数据与原始数据混合训练 RUL 预测模型, 预测模型结构与表 3 模型相同, 利用测试集评估预测结果。

**表 3　RUL 预测模型结构**

**Table 3　Structure of RUL prediction model**

| 网络层 | 超参数 |
|---|---|
| LSTM层1 | 输入维度为14, 神经元数量为128 |
| LSTM层2 | 输入维度为128, 神经元数量为64 |
| LSTM层3 | 输入维度为64, 神经元数量为32 |
| 全连接层 | 输入维度为32, 神经元数量为1, 激活函数为$\sigma(*)$ |

表 4 LSTM-VAE 的结构

Table 4 Structure of LSTM-VAE

| 网络名称 | 网络层 | 超参数 |
|---|---|---|
| 编码网络 | LSTM层1 | 输入维度为14, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为32, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | 全连接层1 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| | 全连接层2 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| 解码网络 | LSTM层1 | 输入维度为2, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为16, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层3 | 输入维度为32, 神经元数量为14, dropout为0.5 |
| | 激活函数 | 激活函数为$\sigma$(*) |

4) LSTM-FCVAE: 利用与全局优化模型相同的训练集与验证集训练得到的 LSTM-FCVAE 模型, 选择 batch size 为 512, 最大训练轮次为 500, 选择在验证集上损失函数最小的模型作为最终的模型。模型网络结构与超参数设置如表 5 所示。

在得到 LSTM-FCVAE 后, 通过对其隐变量分布采样得到生成数据, 将生成数据与原始数据混合训练 RUL 预测模型, 预测模型结构与表 4 模型相同, 利用测试集评估预测结果。

表 5 LSTM-FCVAE 的结构

Table 5 Structure of LSTM-FCVAE

| 网络名称 | 网络层 | 超参数 |
|---|---|---|
| 编码网络 | LSTM层1 | 输入维度为14, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为32, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | 全连接层1 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| | 全连接层2 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| | 全连接层3 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| 解码网络 | LSTM层1 | 输入维度为2, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为16, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层3 | 输入维度为32, 神经元数量为14, dropout为0.5 |
| | 激活函数 | 激活函数为$\sigma$(*) |

5) 全局优化模型: 本文提出的退化数据生成模型, 模型网络结构与超参数设置如表 6 所示。

全局优化模型使用 LSTM-CVAE 作为生成模型, 选择与表 3 结果相同的 RUL 预测模型作为 RUL 预测模型。

表 6 全局优化模型结构

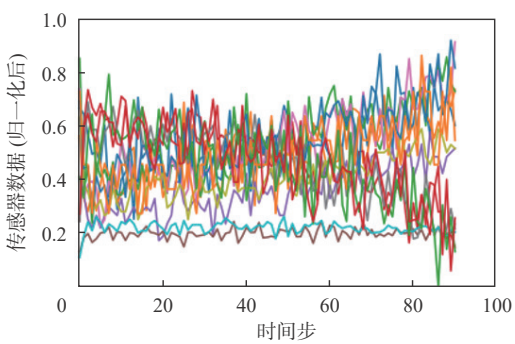
Table 6 Structure of global optimization model

| 网络名称 | 网络层 | 超参数 |
|---|---|---|
| 编码网络 | LSTM层1 | 输入维度为14, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为32, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | 全连接层1 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| | 全连接层2 | 输入维度为16, 神经元数量为2 |
| 解码网络 | LSTM层1 | 输入维度为2, 神经元数量为16, dropout为0.5 |
| | LSTM层2 | 输入维度为16, 神经元数量为32, dropout为0.5 |
| | LSTM层3 | 输入维度为32, 神经元数量为14, dropout为0.5 |
| | 激活函数 | 激活函数为$\sigma$(*) |
| RUL预测模型 | 与表3所示RUL预测模型的结构相同 | |

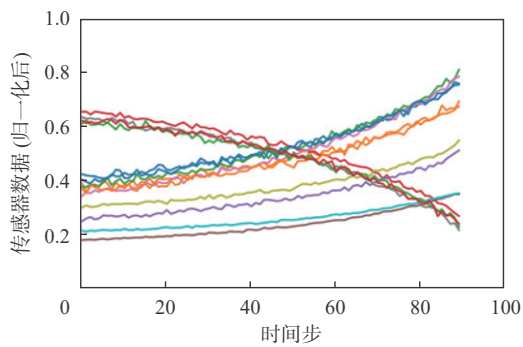
### 3.2 实验结果

全局优化模型生成的数据与真实数据对比如图 9 所示。LSTM-VAE 生成的数据与真实数据对比如图 10 所示。LSTM-FCVAE 生成的数据与真实数据对比如图 11 所示。

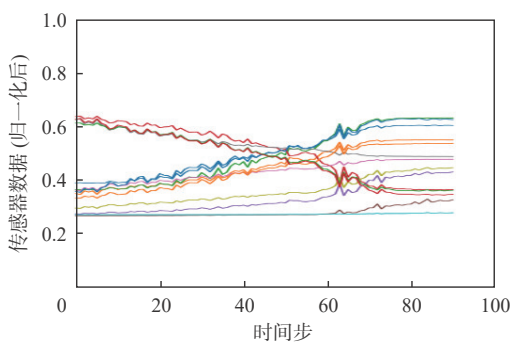
从对比中可以看出, 3 种生成模型生成的数据与真实数据相比存在一定的信息损失, 全局优化模




(a) 训练集某台发动机真实数据



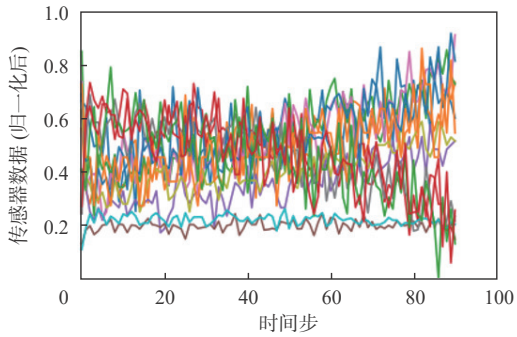

(b) 训练集发动机数据半均值



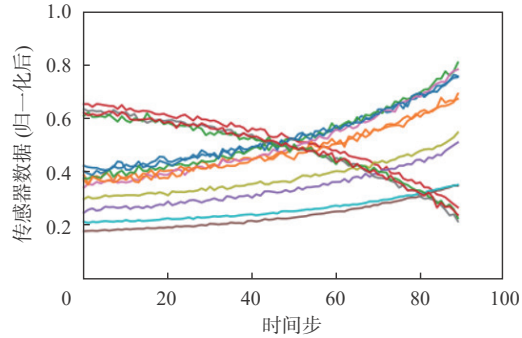

(c) 全局优化模型生成数据

图 9 全局优化模型生成数据与真实数据

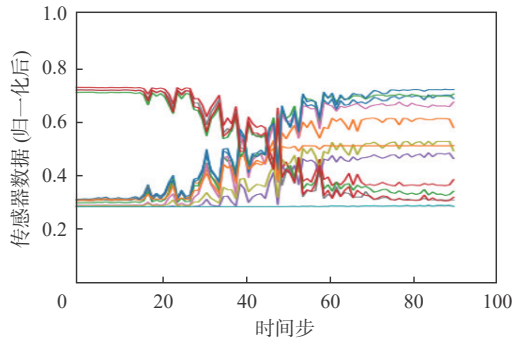
Fig. 9 Generated data by global optimization model and real data




(a) 训练集某台发动机真实数据



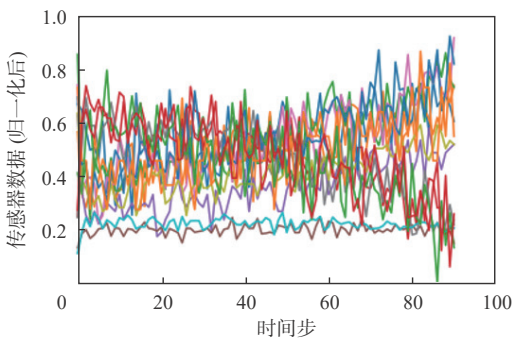

(b) 训练集发动机数据半均值



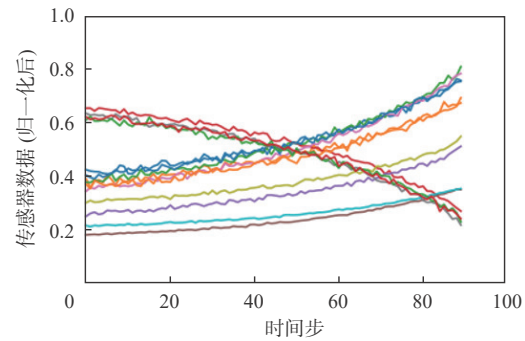

(c) LSTM-VAE模型生成数据

图 10　LSTM-VAE 生成数据与真实数据

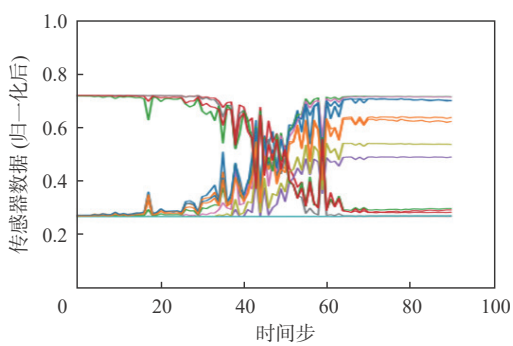
Fig. 10　Generated data by LSTM-VAE and real data




(a) 训练集某台发动机真实数据




(b) 训练集发动机数据半均值




(c) LSTM-FCVAE模型生成数据

图 11　LSTM-FCVAE 生成数据与真实数据

Fig. 11　Generated data by LSTM-FCVAE and real data

型生成的数据比其他 2 种模型更接近于训练集多台发动机数据平均后的结果。这是由于 VAE 将后验分布假设为正态分布, 使得模型在得到隐变量时存在一定的信息损失, 最终导致生成数据更加接近训练集多台发动机数据平均后的结果。由于本文主要针对退化数据不足情况下 RUL 预测模型预测效果提升的问题, 因此本文通过评估 RUL 预测模型在测试集上的表现衡量生成方法的效果。

利用生成模型生成 50 组 RUL=90 退化至 RUL=0 的退化数据, 得到共 90 台发动机退化数据 (其中

50台为生成数据)的RUL预测模型训练集,利用训练集训练、验证集筛选的方式得到RUL预测模型,预测测试集每一台发动机最后一个时间步对应RUL,在得到预测结果后,利用评估函数计算预测效果,如表7所示。

从表7中可以看出,相较于未加入生成数据的RUL预测模型而言,利用VAE生成数据加入到RUL预测模型的训练集中,能够提高RUL预测模型的表现,说明向训练集中加入VAE生成的退化数据能够改善训练集不足对RUL预测模型预测准确性的影响。

从表7中也可以看出,全局优化模型相较于LSTM-VAE与LSTM-FCVAE而言,RUL预测模型的表现最佳,证明了本文提出的全局优化模型在退化数据生成方面效果较好,能够将生成模型的训练与预测模型的训练相结合,提高RUL预测模型的准确度。

各个退化数据生成模型训练时间对比如表8所示。

从表8中可以看出,相比于LSTM-VAE生成数据的训练方式而言,全局优化模型训练时间有所增加,主要原因在于全局优化模型训练过程较LSTM-VAE生成数据的训练方式复杂。而相较于LSTM-FCVAE生成数据的训练方式而言,由于全局优化模型中的CVAE相较于FCVAE结构简单,生成数据方式更加方便,因此计算效率有一定的提高。

**表7 不同方法的预测结果**

**Table 7 Prediction result with different methods**

| 训练方式 | 评估指标 | |
|---|---|---|
| | RMSE | Score |
| 全数据集训练 | 6.816 | 62.124 |
| 部分数据集训练 | 7.439 | 79.802 |
| LSTM-VAE生成数据 | 7.648 | 76.626 |
| LSTM-FCVAE生成数据 | 7.256 | 74.793 |
| 全局优化模型 | 7.159 | 71.215 |

**表8 不同方法的训练时间**

**Table 8 Training time with different methods**

| 训练方式 | 模型训练时间/s |
|---|---|
| LSTM-VAE生成数据 | 355.121 |
| LSTM-FCVAE生成数据 | 444.275 |
| 全局优化模型 | 424.306 |

## 4 结 论

1)提出一种以LSTM-CVAE作为生成模型,能够学习多维退化数据特征,并直接生成全寿命周期多维退化数据的方法。

2)提出一种全局优化模型,通过RUL预测模型更新LSTM-CVAE参数,提高了模型的生成效果与RUL预测模型的准确度,将该模型与LSTM-VAE、LSTM-FCVAE进行比较,证明了该模型的优越性。

3)本文方法可以生成相应的多维退化数据扩充RUL预测模型的训练集提高RUL预测模型的准确度。在后续的工作中,可以通过增加生成样本的多样性来提升数据生成效果。此外,还可以借鉴缺失数据填补的方式,利用前后时间步的信息辅助生成退化数据,从而提升数据生成效果。

## 参考文献(References)


[1] SHEPPARD J W, KAUFMAN M A, WILMER T J. IEEE standards for prognostics and health management[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2009, 24(9): 34-41.

[2] DING X X, HE Q B. Energy-fluctuated multiscale feature learning with deep ConvNet for intelligent spindle bearing fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(8): 1926-1935.

[3] SUN C, MA M, ZHAO Z B, et al. Deep transfer learning based on sparse autoencoder for remaining useful life prediction of tool in manufacturing[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(4): 2416-2425.

[4] BROWN E R, MCCOLLOM N N, MOORE E E, et al. Prognostics and health management A data-driven approach to supporting the F-35 lightning II[C]// 2007 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2007: 1-12.

[5] ZHANG L W, LIN J, LIU B, et al. A review on deep learning applications in prognostics and health management[J]. IEEE Access, 2019, 7: 162415-162438.

[6] ZHAO R, YAN R Q, WANG J J, et al. Learning to monitor machine health with convolutional Bi-directional LSTM networks[J]. Sensors, 2017, 17(2): 273.

[7] REN L, ZHAO L, HONG S, et al. Remaining useful life prediction for lithium-ion battery: A deep learning approach[J]. IEEE Access, 2018, 6: 50587-50598.

[8] ZHANG Y Z, XIONG R, HE H W, et al. Long short-term memory recurrent neural network for remaining useful life prediction of lithium-ion batteries[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2018, 67(7): 5695-5705.

[9] ZHANG J J, WANG P, YAN R Q, et al. Long short-term memory for machine remaining life prediction[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2018, 48: 78-86.

[10] MA J A, SU H A, ZHAO W L, et al. Predicting the remaining useful life of an aircraft engine using a stacked sparse autoencoder with multilayer self-learning[J]. Complexity, 2018, 2018: 1-13.

[11] REN L, CHENG X J, WANG X K, et al. Multi-scale dense gate recurrent unit networks for bearing remaining useful life prediction[J]. Future Generation Computer Systems, 2019, 94: 601-609.

[12] AJIBOYE A R, ABDULLAH-ARSHAH R, QIN H, et al. Evaluating the effect of dataset size on predictive model using supervised learning technique[J]. International Journal of Computer Systems & Software Engineering, 2015, 1(1): 75-84.

[13] GOODFELLOW I J, POUGET-ABADIE J, MIRZA M, et al. Generative adversarial nets[C]//International Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2014.

[14] KINGMA D P, WELLING M. Auto-encoding variational

Bayes[EB/OL]. (2022-12-10) [2021-12-16]. https://arxiv.org/abs/1312.6114

[15] WANG Z R, WANG J, WANG Y R. An intelligent diagnosis scheme based on generative adversarial learning deep neural networks and its application to planetary gearbox fault pattern recognition[J]. Neurocomputing, 2018, 310: 213-222.

[16] WANG Y R, SUN G D, JIN Q. Imbalanced sample fault diagnosis of rotating machinery using conditional variational auto-encoder generative adversarial network[J]. Applied Soft Computing, 2020, 92: 106333.

[17] BEHERA S, MISRA R. Generative adversarial networks based remaining useful life estimation for IIoT[J]. Computers & Electrical Engineering, 2021, 92: 107195.

[18] 张晟斐, 李天梅, 胡昌华, 等. 基于深度卷积生成对抗网络的缺失数据生成方法及其在剩余寿命预测中的应用[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 225708.
ZHANG S F, LI T M, HU C H, et al. Missing data generation method and its application in remaining useful life prediction based on deep convolutional generative adversarial network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(8): 225708(in Chinese).

[19] LEE H, HAN S Y, PARK K J. Generative adversarial network-based missing data handling and remaining useful life estimation for smart train control and monitoring systems[J]. Journal of Advanced Transportation, 2020, 2020: 1-15.

[20] HUANG Y, TANG Y F, VANZWIETEN J. Prognostics with variational autoencoder by generative adversarial learning[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(1): 856-867.

[21] HOCHREITER S, SCHMIDHUBER J. Long short-term memory[J]. Neural Computation, 1997, 9(8): 1735-1780.

[22] KINGMA D P, WELLING M. An introduction to variational autoencoders[EB/OL].(2019-12-11)[2021-12-16].https://arxiv.org/abs/1906.02691

[23] CARL D. Tutorial on variational autoencoders[EB/OL]. (2021-01-03) [2021-12-16]. https://arxiv.org/abs/1606.05908

[24] SAXENA A, GOEBEL K, SIMON D, et al. Damage propagation modeling for aircraft engine Run-to-failure simulation[C]// 2008 International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-9.

[25] HUANG C G, HUANG H Z, LI Y F. A bidirectional LSTM prognostics method under multiple operational conditions[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(11): 8792-8802.

[26] KIM M, LIU K B. A Bayesian deep learning framework for interval estimation of remaining useful life in complex systems by incorporating general degradation characteristics[J]. IISE Transactions, 2021, 53(3): 326-340.

[27] ZHANG J J, WANG P, YAN R Q, et al. Deep learning for improved system remaining life prediction[J]. Procedia CIRP, 2018, 72: 1033-1038.

[28] ZHENG S, RISTOVSKI K, FARAHAT A, et al. Long short-term memory network for remaining useful life estimation[C]// 2017 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway: IEEE Press, 2017: 88-95.

[29] WEN L, DONG Y, GAO L A. A new ensemble residual convolutional neural network for remaining useful life estimation[J]. Mathematical Biosciences and Engineering, 2019, 16(2): 862-880.

# Multidimensional degradation data generation method based on variational autoencoder

LIN Yanhui*, LI Chunbo

(School of Reliability and System Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The data-driven remaining useful life (RUL) prediction method does not rely on complicated physical models; instead, it can use current monitoring data as well as historical operational data for the equipment, which is very important for developing a reasonable maintenance strategy and lowering the equipment's maintenance costs. However, the data-driven RUL prediction method relies on a large amount of historical data. When the data is insufficient, especially for multidimensional degradation data, the model is difficult to achieve good prediction results. To solve this problem, this paper proposes a multidimensional degradation data generation method.The technique creates a one-stage model using a conditional variational autoencoder as the generation model and a long short-term memory network as the RUL prediction model. The generation model can then be updated using the RUL prediction model, which can then be used to boost the RUL prediction model's performance in the absence of enough degradation data. On a dataset of aero-engine degradation, the approach is validated. The method is validated on an aero-engine degradation dataset. By comparing the performance of the RUL prediction model trained with and without generated data, the effectiveness of the method is demonstrated for RUL prediction with insufficient data.

**Keywords**: RUL prediction; variational autoencoder; conditional variational autoencoder; data generation; insufficient data

**Received**: 2021-12-16; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-05-07 08:22

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220505.1423.001.html

**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (51875016)

* **Corresponding author**. E-mail: linyanhui@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0768

# 不规则燃油箱惰化系统进出口优化方法

邵垒[1,2,*]，彭阳[1,2]，卢夏[3]，张超[3]，贺佳伟[1]，杨文举[1]

(1. 重庆交通大学 航空学院，重庆 400074；2. 重庆交通大学 绿色航空技术研究院，重庆 401120；
3. 合肥江航飞机装备股份有限公司，合肥 230051)

**摘 要**：为解决不规则燃油箱惰化时，出现的氧体积分数分布不均匀、惰化区域不充分的难题，以熵权改进优劣解距离（TOPSIS）理论为基础，提出一种适用于不规则油箱惰化系统的优化方法，并结合数值仿真方法进行综合评价，实现波音747飞机惰化系统进出口的优化设计。结果表明：根据熵权改进TOPSIS理论设计的惰化方案，不仅可以降低惰性气体流量需求，而且可以使得惰化空间氧体积分数分布更为均匀；优化后的波音747飞机惰化方案，综合性能指标提升22.67%，速度性指标提升2.97%，均匀性指标提升27.78%；单侧偏置惰化方案设计思路，可以增加流通路径、延长惰性气体存续时间，使得油箱惰化时氧气分布更为均匀、氧体积分数下降迅速。

**关 键 词**：燃油箱惰化；惰化系统；惰性气体；惰化方案；优劣解距离；数值仿真
**中图分类号**：V228
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2628-07

飞机燃油箱燃烧、爆炸是引发飞机灾难性安全事故的主要原因之一，必须采取有效措施来防止油箱燃爆事故的发生。基于中空纤维膜分离技术的机载制氮惰化系统是目前最经济实用的飞机油箱防火抑爆技术，已经广泛应用于国内外各类军机与民用客机[1]。

受限于空间、功能等限制，飞机燃油箱常常会设计成不规则的形状，鉴于惰化效果与惰化方案的密切相关性，这种不规则结构特性必然给惰化方案的设计带来巨大的挑战，文献[2-4]为了寻求波音747飞机中央翼油箱的优化方案，建立了模拟油箱的实验平台，通过改变惰性气体进出口的位置，获得最佳惰化方案，从而降低富氮气体流量需求。文献[5]以波音737飞机中央翼燃油箱为研究对象，采用数值仿真方法，对比了均匀进气和非均匀进气2种分配方式下平均氧体积分数下降速率。文献[6]以某型国产大飞机中央翼油箱为原型，结合计算流体力学（computational fluid dynamics, CFD）数值计算方法，对比了8种惰化方案，提出“单通道”最优惰化方案设计思路。以上研究主要采用基于平均氧体积分数下降速率的惰化性能评估方法，只考虑了整体氧体积分数指标，缺乏体现局部空间特性的指标参数，因而无法解决氧体积分数分布不均匀、惰化区域不充分的难题，尤其是在不规则的多隔舱燃油箱上更为明显。

惰化方案的设计本质上是一个基于多指标参数的最优求解过程，在工程领域中大量学者采用统计学方法开展类似的性能评估工作，例如文献[7]采用基于熵权改进的优劣解距离（technique for order prefer-ence by similarity to an ideal solution, TOPSIS）理论评估了载人航天任务模拟器的优先级。文献[8]采用基于熵权改进的TOPSIS理论，对矩形通道中传热表面释放的冲击空气射流的最优性能进行了多指标评价；文献[9]采用基于熵权改进的TOPSIS理论，对内燃机所有燃料混合物和纯柴油中的最佳燃料混合物进行了评价。事实上基于熵权改进的

**收稿日期**：2021-12-20；**录用日期**：2022-01-27；**网络出版时间**：2022-03-01 16:57
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1903.002.html
**基金项目**：国家自然科学基金委员会-中国民航局民航联合研究基金(U1933121)；重庆市教委科学技术研究项目(KJQN201900738)；飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室开放课题(KLAECLS-E-202002)
*通信作者. E-mail：shaolei@cqjtu.edu.cn

*引用格式：邵垒，彭阳，卢夏，等. 不规则燃油箱惰化系统进出口优化方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2628-2634.*
*SHAO L，PENG Y，LU X，et al. Optimization method for inlet and outlet of irregular fuel tank inerting system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2628-2634 (in Chinese).*

TOPSIS 理论是一种多指标综合评价的方法[10], 可根据各个评价指标在系统中所起到的重要程度不同, 科学合理地确定各指标的权重, 并应用到最优方案的综合评价过程中。故 TOPSIS 理论在惰化方案评价中, 既可考虑氧体积分数下降的速度性指标又可考虑空间的均匀性指标。

鉴于此, 本文基于熵权改进的 TOPSIS 理论, 提出了一种适用于不规则油箱惰化系统的优化方法, 采用数值仿真方法获取具体评价指标参数, 针对波音 747 飞机中央翼油箱多种惰化方案进行综合评价和优选, 并对评价指标展开分析。

## 1　基于熵权改进的 TOPSIS 理论的惰化评价方法

富氮气体混合过程总是由入口处逐渐开始, 油箱隔舱氧体积分数总是会存在梯度, 惰化方案的评价不能仅仅考虑平均氧体积分数的下降速度性, 还应考虑氧气分布的均匀性, 即要求油箱惰化速度快且氧体积分数分布均匀, 因此, 先需要对速度性指标和均匀性指标进行定义。本文的速度性指标以油箱气相空间氧体积分数下降到 9% 的时间来表示, 该指标的定义与常规的评价方法一致[11-12]; 对于均匀性指标, 本文采用空间中氧气分布的标准差来表示, 即采用各个隔舱内的所有网格节点的氧体积分数来计算标准差。标准差是参数离散程度的体现, 例如氧气分布越均匀, 离散程度就越小, 对应的标准差就越小[13-14]。

标准差公式为

$$\sigma=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(h_k-\overline{h}\right)^2} \tag{1}$$

$$\overline{h}=\frac{h_1v+h_2v+\cdots+h_kv}{V} \tag{2}$$

式中: $\sigma$为标准差; $N$为样本数量; $h_k$为样本值, $k$=1,2, ⋯ ,$N$; $\overline{h}$为样本的均值; $v$为离散单元体积; $V$为空间体积。

由于速度性指标和均匀性指标具有不同的性质, 2 类指标的权重直接影响到方案最终的评价结果, 本文采用熵权法确定速度性和均匀性指标的组合权重。将不同方案的速度性和均匀性指标整合, 可得评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$ 为

$$\boldsymbol{X}=[x_{ij}]_{m\times n}=\begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mn} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: $x_{ij}$ 为第 $i$ 个评价对象的第 $j$ 个评价指标。$m$ 为评价对象的个数; $n$ 为评价指标的个数。

因为各指标之间存在方向差异, 所以需要对原数据进行趋同化处理。令

$$A=\max(x_1,x_2,\cdots,x_{mj}) \tag{4}$$

$$B=\min(x_1,x_2,\cdots,x_{mj}) \tag{5}$$

正向指标 $y_{ij}^{\mathrm{p}}$, 即数值越大理想效果越好的指标, 表达式为

$$y_{ij}^{\mathrm{p}}=\frac{x_{ij}-B}{A-B} \tag{6}$$

逆向指标 $y_{ij}^{\mathrm{n}}$, 即数值越小理想效果越好的指标有, 表达式为

$$y_{ij}^{\mathrm{n}}=\frac{A-x_{ij}}{A-B} \tag{7}$$

由于各指标之间存在不同的量纲, 需对趋同化后的数据进行归一化处理, 可得归一化矩阵 $\boldsymbol{P}$ 为

$$\boldsymbol{P}=[P_{ij}]_{m\times n}=\left[y_{ij}\Big/\sum_{i=1}^{m}y_{ij}\right]_{m\times n}=\begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & \cdots & P_{1n} \\ P_{21} & P_{22} & \cdots & P_{2n} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ P_{m1} & P_{m2} & \cdots & P_{mn} \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中: $P_{ij}$为第 $j$ 项指标下第 $i$ 个评价对象占该指标的比重; $y_{ij}=y_{ij}^{\mathrm{p}}$或$y_{ij}^{\mathrm{n}}$。

由式 (8) 可得到各指标的熵值 $E_j$ 为

$$E_j=-\frac{\sum_{i=1}^{m}P_{ij}\ln P_{ij}}{\ln m} \tag{9}$$

熵权 $W_j$ 为

$$W_j=\frac{1-E_j}{\sum_{j=1}^{n}1-E_j} \tag{10}$$

通过式 (10), 可得到速度性和均匀性 2 个指标参数的熵权, 并将其应用到 TOPSIS 中, 进行多指标综合评价[8-10]。首先, 对原始数据进行归一化处理得到矩阵$\boldsymbol{C}=[C_{ij}]$, 然后, 构建加权矩阵$\boldsymbol{Z}=[Z_{ij}]$, 其中$Z_{ij}$为$C_{ij}$与速度性和均匀性指标对应权重$W_{ij}$的乘积:

$$C_{ij}=\frac{x_{ij}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(x_{ij})^2}} \tag{11}$$

$$Z_{ij}=C_{ij}W_{ij} \tag{12}$$

根据$Z_{ij}$得到正理想值$D_i^{+}$和负理想值$D_i^{-}$分别为

$$D^{+}=\{\max|Z_{i1},Z_{i2},\cdots,Z_{in}\}\quad i=1,2,\cdots,m \tag{13}$$

$$D^{-}=\{\min|Z_{i1},Z_{i2},\cdots,Z_{in}\}\quad i=1,2,\cdots,m \tag{14}$$

计算各指标到正、负理想值的正欧氏距离$D_i^{+}$和负欧氏距离$D_i^{-}$:

$$D_i^{+}=\sqrt{\sum_{j=1}^{n}(Z_{ij}-D^{+})^2} \tag{15}$$

$$D_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}(Z_{ij}-D^-)^2} \tag{16}$$

最后计算相对贴进度 $M_i$，如式 (17) 所示，按相对贴进度 $M_i$ 的大小对油箱流通方式的优劣评价进行排序。由于速度性和均匀性 2 个评价指标属于负向参数，相对贴进度 $M_i$ 值越小，表示该油箱流通方式越好，其排名越高；相反，相对贴进度 $M_i$ 值越大，表示该油箱流通方式越差，其排名越低。

$$M_i = \frac{D_i^-}{D_i^- + D_i^+} \tag{17}$$

## 2 评价指标获取方法

### 2.1 模型建立

实际惰化方案的评价，除了需要评价理论模型以外，还需要给出评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$ 的具体参数，本文以文献 [3,15] 中波音 747 飞机中央翼油箱为例，采用 CFD 数值计算方法获得评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$。波音 747 飞机中央翼油箱由 6 个隔舱组成，隔舱之间连通关系复杂且大小不一，是典型的不规则燃油箱。油箱长为 6.15 m，宽为 6.48 m，高度从 1.22～1.98 m 不等，包含了 1 个富氮气体入口和 2 个富氮气体出口。

考虑到网格数量、网格大小等差异会对均匀性指标产生影响，网格节点数越多，标准差越小，那么抽样误差就越小，所以在运用集成计算机工程与制造（integrated computer engineering and manufacturing, ICEM）软件进行网格划分的时候，尽量在计算机允许的范围内对气体进出口和隔舱流通口等位置进行网格加密。所有网格均采用非结构化网格进行划分，不同惰化方案的网格划分采用同样的方法，尺寸大小统一，减小网格差异对计算结果的影响，经网格无关性验证，最终生成网格数量约为 $94\times10^4$，如图 1 所示。图 1 中隔舱 1～隔舱 6 命名为 Bay1～Bay6。

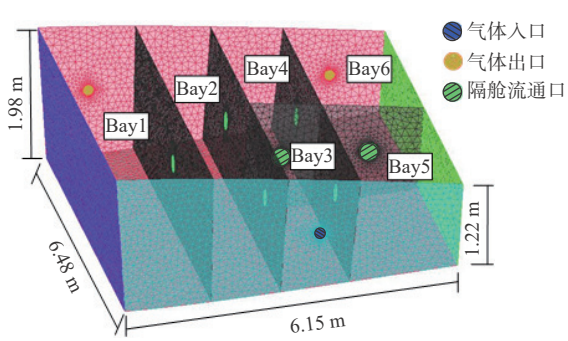



图 1 波音 747 飞机中央翼油箱结构及网格划分

Fig. 1 Fuel tank structure and spatial mesh of Boeing 747 center wing tank

### 2.2 数值计算及模型验证

燃油箱惰化流场基本控制方程由质量守恒方程、动量守恒方程及能量守恒方程构成，采用标准 $k$-$\varepsilon$ 湍流模型，并运用组分运输模型，对氧、氮组分的运动规律及空间分布进行追踪计算。

速度压力耦合方法采用了压力隐式算子分裂 (pressure-implicit with splitting of operators, PISO) 算法，固体壁面为无速度滑移和无质量渗透的标准壁面函数，离散格式采用 2 阶逆风格式，残差低于 $10^{-5}$，以进出口流量相对误差低于 0.1% 作为收敛标准[16-17]。

参考文献 [3,15] 原惰化方案的实验工况，富氮气体体积流量设置为 0.066 1 $m^3/s$，富氮气体氧气摩尔分数为 0.05，出口压力条件设置为 1 个标准大气压，油箱初始氧气摩尔分数设置为 0.21。

通过数值计算，获得的各个隔舱气相空间氧体积分数变化趋势与原惰化方案实验结果对比，如图 2 所示。

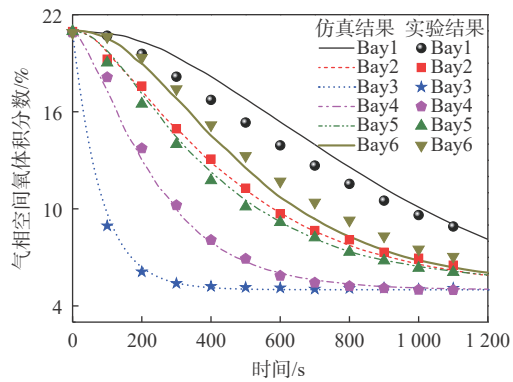



图 2 仿真结果与实验结果对比

Fig. 2 Comparison between simulation and experimental results

采用皮尔逊相关系数[18-19] 计算式：

$$r(x,y) = \frac{\mathrm{Cov}(x,y)}{\sqrt{\mathrm{Var}(x)\mathrm{Var}(y)}} \tag{18}$$

式中：Cov($x$,$y$) 为 $x$ 与 $y$ 的协方差；Var($x$) 为 $x$ 的方差；Var($y$) 为 $y$ 的方差。计算得到 2 类数据曲线的相似度约为 96%，表明两者吻合得较好，验证了本文方法的可行性。

## 3 惰化系统进出口优化设计及分析

### 3.1 优化方案设计及评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$

以波音 747 飞机多隔舱中央翼油箱模型为例，本文参考文献 [6, 20-21] 惰化方案的设计规则和分类方式，将部分惰化系统设计原则和规律，应用到多隔舱复杂油箱惰化系统设计中，设计了包括波音 747 飞机中央翼油箱原惰化方案在内的 6 种方案，如图 3 所示。根据进出口位置在油箱空间中的前

后关系, 本文将设计方案分为双侧偏置和单侧偏置 2 类, 双侧偏置方案的进口主要位于中部位置, 出口分别位于前后两侧, 气流通道呈现交叉流动的趋势, 双侧偏置方案包括原方案、方案 1 和方案 2; 单侧偏置方案的进口主要位于后侧, 出口主要位于前侧, 气流通道的流动路径较长, 单侧偏置方案包括方案 3、方案 4 和方案 5。

根据第 1 节评价指标获取方法, 将原始数据进一步规范处理, 通过数值计算得到了 6 种方案的速度性和均匀性指标, 如表 1 和表 2 所示。将表 1 和表 2 的数据整合即可得到 6 种方案的评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$。

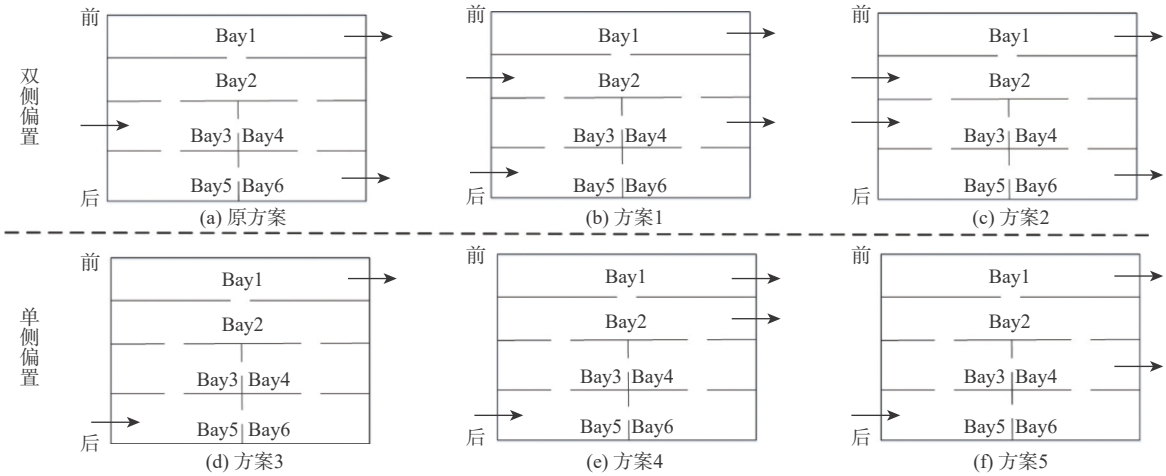



图 3　惰化系统进出口优化方案

Fig. 3　Optimization scheme of inlet and outlet for inserting system

**表 1　各方案的速度性指标**

**Table 1　Speed metrics of each scheme**　　s

| 方案 | Bay1 | Bay2 | Bay3 | Bay4 | Bay5 | Bay6 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 原方案 | 1 289.8 | 669.2 | 115.7 | 348.9 | 690.6 | 738.6 |
| 1 | 1 220.9 | 580.6 | 743.3 | 900.5 | 298.5 | 790.2 |
| 2 | 1 168.4 | 509.5 | 226.9 | 678.8 | 835.8 | 964.4 |
| 3 | 997.9 | 718.6 | 427.1 | 700.7 | 149.7 | 396.8 |
| 4 | 1 275.2 | 675.3 | 413.9 | 698.3 | 150.4 | 406.1 |
| 5 | 1 413.4 | 839.6 | 406.0 | 535.3 | 151.1 | 393.1 |

**表 2　各方案的均匀性指标**

**Table 2　Uniformity metrics of each scheme**　　$10^{-3}$

| 方案 | Bay1 | Bay2 | Bay3 | Bay4 | Bay5 | Bay6 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 原方案 | 5.106 | 5.302 | 0.005 | 0.725 | 4.975 | 3.319 |
| 1 | 4.621 | 4.620 | 5.380 | 3.515 | 1.001 | 9.010 |
| 2 | 6.964 | 3.714 | 0.338 | 7.169 | 6.390 | 4.772 |
| 3 | 2.601 | 6.687 | 1.113 | 3.336 | 0.025 | 1.628 |
| 4 | 5.324 | 5.164 | 0.918 | 3.492 | 0.029 | 1.641 |
| 5 | 4.763 | 5.443 | 0.830 | 1.659 | 0.028 | 1.310 |

### 3.2　方案评价结果与分析

根据表 1 和表 2 中, 6 种方案的速度性和均匀性指标数据, 结合式 (3) 可得到评价指标矩阵 $\boldsymbol{X}$, 再根据式 (4)～式 (10) 计算各项指标的熵值与熵权, 结果如表 3 所示。将表 3 的计算结果运用到式 (11)～式 (17) 中, 计算得到综合评价结果, 如表 4 所示。根据综合评价结果, 按照惰化性能优劣排序, 存在方案 5>方案 4>方案 3>原方案>方案 1>方案 2 的顺序; 此外, 还存在“单侧偏置”类方案整体性能均优

**表 3　各项指标的熵值与熵权**

**Table 3　Entropy value and entropy weight of each metric**

| 指标 | 熵值$E_j$ | 熵权$W_j$ |
|---|---|---|
| Bay1速度性 | 0.997 | 0.002 |
| Bay2速度性 | 0.993 | 0.005 |
| Bay3速度性 | 0.928 | 0.053 |
| Bay4速度性 | 0.979 | 0.015 |
| Bay5速度性 | 0.857 | 0.104 |
| Bay6速度性 | 0.962 | 0.027 |
| Bay1均匀性 | 0.980 | 0.015 |
| Bay2均匀性 | 0.992 | 0.006 |
| Bay3均匀性 | 0.644 | 0.258 |
| Bay4均匀性 | 0.897 | 0.075 |
| Bay5均匀性 | 0.531 | 0.340 |
| Bay6均匀性 | 0.862 | 0.100 |

**表 4　综合评价结果**

**Table 4　Comprehensive evaluation results**

| 方案 | $D_i$+ | $D_i$− | $M_i$ | 排名 |
|---|---|---|---|---|
| 原方案 | 0.265 | 0.213 | 0.445 | 4 |
| 1 | 0.232 | 0.262 | 0.531 | 5 |
| 2 | 0.235 | 0.280 | 0.543 | 6 |
| 3 | 0.344 | 0.057 | 0.142 | 3 |
| 4 | 0.348 | 0.050 | 0.125 | 2 |
| 5 | 0.353 | 0.041 | 0.104 | 1 |

于“双侧偏置”类方案的情况。

为进一步分析，各方案对整体惰化效果的影响，结合表1和表2，将本文方案与原方案进行对比，研究不同方案性能指标参数的变化，对比结果如表5所示，其中综合性能指标采用式(12)加权矩阵 $\boldsymbol{Z}=[Z_{ij}]$ 计算得出。从表5可以看出，相比原方案，最优方案5的综合性能指标提升了22.67%，速度性指标提升了2.97%，均匀性指标提升了27.78%，表明本文方案5不仅将惰化气体流量需求降低，而且惰化空间氧体积分数分布更为均匀。

从表5中可以看出，单侧偏置方案相比双侧偏置方案惰化性能大幅提升，为研究2类方案惰化特性差异，给出方案5与原方案氧体积分数云图，如图4所示。可以看出，单侧偏置方案的流通路径更长，使得富氮气体在油箱中存续的时间更长、置换更充分，因而使得隔舱氧体积分数更低，且分布更为均匀。结果表明，增加流通路径、延长存续时间的单侧偏置方案设计思路，会使得油箱惰化时氧气分布更为均匀、氧体积分数下降迅速。

**表5 各性能指标提升效果**

**Table 5 Improvement effect of each performance metrics**

| 方案 | 提升率/% | | |
|---|---|---|---|
| | 速度性指标 | 均匀性指标 | 综合性能指标 |
| 1 | −17.68 | −44.85 | −39.25 |
| 2 | −13.78 | −51.02 | −43.35 |
| 3 | 11.99 | 20.80 | 18.99 |
| 4 | 6.06 | 14.74 | 12.95 |
| 5 | 2.97 | 27.78 | 22.67 |

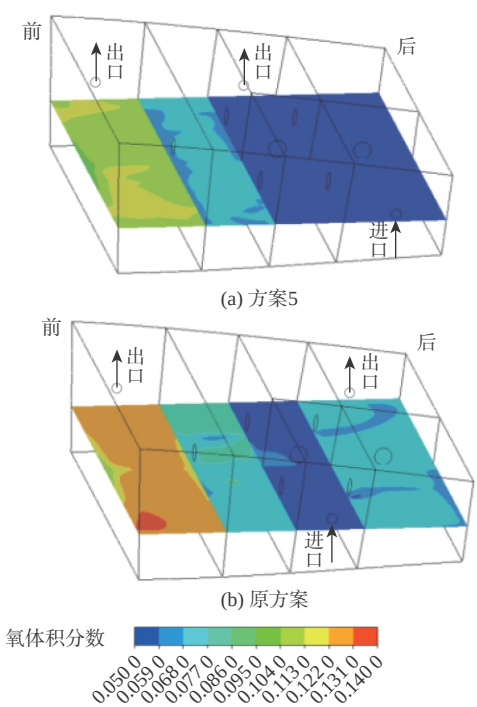



图4 氧体积分数分布对比

Fig. 4 Comparison of oxygen concentration distribution

## 4 结 论

1）本文优化了波音747飞机中央翼油箱惰化方案，将综合性能指标提升了22.67%，其中速度性指标提升了2.97%，均匀性指标提升了27.78%，优化方案不仅降低了惰化气体流量需求，而且使得惰化空间氧体积分数分布更为均匀。

2）波音747飞机中央翼油箱原惰化方案采用了“双侧偏置”设计思路，本文提出的单侧偏置设计思路，增加流通路径、延长惰性气体存续时间，会使得油箱惰化时氧气分布更为均匀、氧体积分数下降迅速。

## 参考文献（References）

[1] 冯诗愚, 任童, 谢辉辉, 等. 耗氧型惰化反应器起燃特性[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 124182.
FENG S Y, REN T, XIE H H, et al. Light-off characteristics of oxygen-consuming inerting reactor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 124182(in Chinese).

[2] CAVAGE W. Modeling inert gas distribution in commercial transport aircraft fuel tanks[C]//Proceedings of the 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston: AIAA, 2002.

[3] CAVAGE W, BOWMAN T. Modeling In-flight inert gas distribution in a 747 center wing fuel tank[C]//Proceedings of the 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[4] CAVAGE W M. Modeling of In-flight fuel tank inerting for FAA OBIGGS research[C]//4th Triennial Fire and Cabin Safety Research Conference. Washington, D. C.: FAA, 2004.

[5] 冯晨曦, 刘卫华, 鹿世化, 等. 气体分配方式对多隔仓燃油箱地面惰化的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2528-2533.
FENG C X, LIU W H, LU S H, et al. Study on ground-based inerting process influenced by different gas distribution for multi-bay fuel tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2528-2533(in Chinese).

[6] 鹿世化. 油箱惰化空间浓度场模拟和气流优化的理论与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
LU S H. Numerical simulation of oxygen distribution in aircraft fuel tank ullage and theoretical and experimental study of airflow optimization[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

[7] TAVANA M, HATAMI-MARBINI A. A group AHP-TOPSIS framework for human spaceflight mission planning at NASA[J]. Expert Systems With Applications, 2011, 38(11): 13588-13603.

[8] CHAUHAN R, SINGH T, TIWARI A, et al. Hybrid entropy - TOPSIS approach for energy performance prioritization in a rectangular channel employing impinging air jets[J]. Energy, 2017, 134: 360-368.

[9] KUMAR C, RANA K B, TRIPATHI B. Performance evaluation of diesel-additives ternary fuel blends: An experimental investigation, numerical simulation using hybrid Entropy-TOPSIS method and

economic analysis[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2020, 20: 100675.

[10] 陈文强, 杨睿孜, 赵宇飞, 等. 基于组合权重-TOPSIS的岩质边坡稳定性评价[J]. 安全与环境学报, 2022, 22(3): 1198-1206.
CHEN W Q, YANG R Z, ZHAO Y F, et al. Rock slope stability evaluation based on combined weighted and TOPSIS[J]. Journal of Safety and Environment, 2022, 22(3): 1198-1206(in Chinese).

[11] 冯诗愚, 冯晨曦, 汪其祥, 等. 气体分配方式对民机多隔仓燃油箱惰化的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 595-600.
FENG S Y, FENG C X, WANG Q X, et al. Influent of inerting process of multi-bays central fuel tank for civil passenger airplane under various gas distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 595-600(in Chinese).

[12] 张声奇. 民机燃油箱冲洗惰化过程的工程计算与数值模拟研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
ZHANG S Q. Engineering method and numerical simulation research of washing inerting process in civil aircraft fuel tank[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013 (in Chinese).

[13] FROST J, KELLER K, LOWE J, et al. A note on interval estimation of the standard deviation of a gamma population with applications to statistical quality control[J]. Applied Mathematical Modelling, 2013, 37(4): 2580-2587.

[14] GATH E G, HAYES K. Bounds for a multivariate extension of range over standard deviation based on the Mahalanobis distance[J]. Linear Algebra and Its Applications, 2011, 435(6): 1267-1276.

[15] CAVAGE W M, KILS O. Inerting a boeing 747SP center wing tank scale model with nitrogen-enriched air: DOT/FAA/AR-02/51[R]. Washington, D. C. : FAA, 2002

[16] GOLROKH SANI A, NAJAFI H, AZIMI S S. CFD simulation of air-sparged slug flow in the flat-sheet membrane: A concentration polarization study[J]. Separation and Purification Technology, 2021, 270: 118816.

[17] TANG M, ZHANG S F, WANG D W, et al. CFD simulation of gas flow field distribution and design optimization of the tridimensional rotational flow sieve tray with different structural parameters[J]. Chemical Engineering Science, 2019, 201: 34-49.

[18] BAAK M, KOOPMAN R, SNOEK H, et al. A new correlation coefficient between categorical, ordinal and interval variables with Pearson characteristics[J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2020, 152: 107043.

[19] EDELMANN D, MÓRI T F, SZÉKELY G J. On relationships between the Pearson and the distance correlation coefficients[J]. Statistics & Probability Letters, 2021, 169: 108960.

[20] 王志伟, 王学德, 刘卫华, 等. 不同进气方式对某民机中央翼油箱惰化性能的影响[J]. 安全与环境学报, 2012, 12(3): 172-176.
WANG Z W, WANG X D, LIU W H, et al. Influence of different distribution methods on the inerting process of a civil airplane center wing tank[J]. Journal of Safety and Environment, 2012, 12(3): 172-176(in Chinese).

[21] 王学德, 王志伟, 刘卫华, 等. 某中央翼燃油箱惰化流场的数值模拟及特性分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2641-2647.
WANG X D, WANG Z W, LIU W H, et al. Numerical simulation and analysis of nitrogen-enriched air flow in a center wing tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2641-2647(in Chinese).

# Optimization method for inlet and outlet of irregular fuel tank inerting system

SHAO Lei[1, 2, *], PENG Yang[1, 2], LU Xia[3], ZHANG Chao[3], HE Jiawei[1], YANG Wenju[1]

(1. School of Aeronautics, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China;
2. The Green Aerotechnics Research Institute of Chongqing Jiaotong University, Chongqing, 401120, China;
3. Hefei Jianghang Aircraft Equipment Co., Ltd., Hefei 230051, China)

**Abstract**: An optimization method appropriate for the irregular fuel tank inerting system is proposed based on the Entropy-weight improvement TOPSIS method in order to address the issues of uneven oxygen distribution and insufficient inerting when the irregular fuel tank is inserted. When combined with the numerical simulation method, the comprehensive evaluation is carried out, and the optimization design for the Boeing 747 inerting system is then realized. The results show that: The inerting scheme designed by the Entropy-weight improvement TOPSIS method can not only reduce the flow demand of inert gas but also make the oxygen distribution more uniform. The optimization inerting scheme of Boeing 747 aircraft has improved the comprehensive performance metrics by 22.67%, the speed metrics by 2.97%, and the uniformity metrics by 27.78%. The design idea of a "one-side bias placement" inerting scheme can increase the flow path and prolong the existence time of inert gas so that the oxygen distribution is more uniform and the oxygen concentration decreases rapidly when the fuel tank is inserted.

**Keywords**: fuel tank inerting; inerting system; inert gas; inerting scheme; TOPSIS; numerical simulation

**Received**: 2021-12-20; **Accepted**: 2022-01-27; **Published Online**: 2022-03-01 16:57

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220228.1903.002.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China-Civil Aviation Joint Research Fund of China (U1933121); Science and Technology Research Program of Chongqing Municipal Education Commission (KJQN201900738); Fund of Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support of MIIT (KLAECLS-E-202002)

* **Corresponding author**. E-mail: shaolei@cqjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0130

# 基于深度学习的视觉检测及抓取方法

孙先涛[1]，程伟[1]，陈文杰[1]，方笑晗[1]，陈伟海[2,*]，杨茵鸣[1]

(1. 安徽大学 电气工程与自动化学院，合肥 230601；2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

**摘 要**：针对现有机器人抓取系统对硬件设备要求高、难以适应不同物体及抓取过程产生较大有害扭矩等问题，提出一种基于深度学习的视觉检测及抓取方法。采用通道注意力机制对YOLO-V3进行改进，增强网络对图像特征提取的能力，提升复杂环境中目标检测的效果，平均识别率较改进前增加0.32%。针对目前姿态估计角度存在离散性的问题，提出一种基于视觉几何组-16（VGG-16）主干网络嵌入最小面积外接矩形(MABR)算法，进行抓取位姿估计和角度优化。改进后的抓取角度与目标实际角度平均误差小于2.47°，大大降低两指机械手在抓取过程中对物体所额外施加的有害扭矩。利用UR5机械臂、气动两指机械手、Realsense D435相机及ATI-Mini45六维力传感器等设备搭建了一套视觉抓取系统，实验表明：所提方法可以有效地对不同物体进行抓取分类操作、对硬件的要求较低、并且将有害扭矩降低约75%，从而减小对物体的损害，具有很好的应用前景。

**关 键 词**：深度学习；神经网络；目标检测；姿态估计；机器人抓取
**中图分类号**：TP242
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2635-10

随着科学技术的不断进步，机器人在全球迎来了新的发展浪潮，占有越来越大的市场规模，在诸多行业中扮演重要角色。尤其在工业领域中的工件抓取分类、装配等重复性运动较多的场景，机器人被广泛应用。与传统人工相比，机器人具有较高准确性、稳定性和投资回报率的优势。近些年，在人工智能快速崛起和智能硬件不断迭代的基础上，计算机视觉和机器人紧密地联系在一起，机器人可通过相机这样的“眼睛”来获取物体图像信息，从而实现与外界环境的交互。

目前，深度学习被广泛应用于各行各业，结合深度学习的智能抓取也成为国内外研究的热门领域[1]。相比于传统固定点、手动示教或利用简单视觉识别定位的抓取方法[2-3]，结合深度学习的机器人抓取具有更高的准确率、随机性和应用价值。文献[4]通过深层卷积网络语义分割法实现物体的检测和定位，利用机械臂完成物体的分拣工作。文献[5]通过改进的YOLO(you only look once)算法实现目标检测，实现机械臂的抓取动作。文献[6]对Tiny-YOLO-V3目标检测的结果进行三角函数转换，并控制机械臂完成物体抓取。以上研究仅利用目标检测的方法完成物体抓取，并没有获取物体有效抓取点的位姿，抓取具有一定的局限性。文献[7]通过2步走模型框架，使用支持向量机(support victor machine, SVM)排序算法预测物体的抓取点和角度。文献[8]通过残差网络(residual network, ResNet)-50(简称ResNet-50)主干网络结合抓取建议框图实现物体抓取位姿预测。文献[9]提出基于关键点区域卷积神经网络(keypoint region-based convolutional neural network, Keypint RCNN)改进模型的抓取检测算法，实现对管纱的有效抓取。后者相比于前者提高了抓取成功率，但是存在预测抓取角度离散的

**收稿日期**：2022-03-08；**录用日期**：2022-05-06；**网络出版时间**：2022-05-26 15:42
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1827.003.html
**基金项目**：国家自然科学基金(52005001)
*通信作者. E-mail：whchen@buaa.edu.cn

*引用格式：孙先涛，程伟，陈文杰，等. 基于深度学习的视觉检测及抓取方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2635-2644.*
*SUN X T，CHENG W，CHEN W J，et al. A visual detection and grasping method based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2635-2644 (in Chinese).*

问题，导致机械手容易与物体产生偏角，在抓取过程中容易改变物体当前状态甚至造成物体损坏，具有一定的干扰性。

针对上述问题，从视觉检测及机器人抓取工作实际需求出发，本文结合目标检测和抓取位姿估计算法，并对目标检测和抓取角度进行改进，提高机器人抓取物体的准确性和稳定性。所设计的抓取系统主要为以下三个阶段：①准备阶段，首先利用张正友标定法[10]获取相机的内部参数，接着通过探针法设置两指机械手末端中心，然后通过手眼标定获取机械臂和相机的坐标转换关系矩阵；②图像处理阶段，计算机首先对目标图像进行预处理，接着将处理后的数据传入到 2 个通道中：通道 1 采用通道注意力模块改进的 YOLO-V3[11] 对物体进行目标检测；通道 2 采用视觉几何组（visual geometry group）-16（简称 VGG-16）[12] 主干网络和最小面积外接矩形 (minimum area bounding rectangle, MABR)[13] 算法对物体的抓取位姿进行预测和抓取角度连续化矫正；③ 控制阶段，PC 端与控制柜建立通信，并发送抓取点坐标和机械手偏转角度信息，进行抓取分类动作。

## 1 目标检测

本文所设计的抓取系统如图 1 所示。在目标检测方面相比于传统基于模型或人工标签式的目标检测技术[14]，现阶段的目标检测算法结合深度学习的优势在识别准确率和运行速度上得到了极大提高[15]，也更加满足当前机器人抓取和分类放置操作的工作需求。自 2014 年文献 [16] 提出基于区域的卷积神经网络 (region-based convolutional neural networks, R-CNN) 以来，该方向的目标检测算法不断地被改进，出现了以 Fast R-CNN[17] 和 Faster R-CNN[18] 为代表的先通过区域推荐再进行目标分类的 2 步走目标检测算法及以 YOLO 算法[19] 为代表的采用一个网络直接进行预测输出的目标检测算法等。

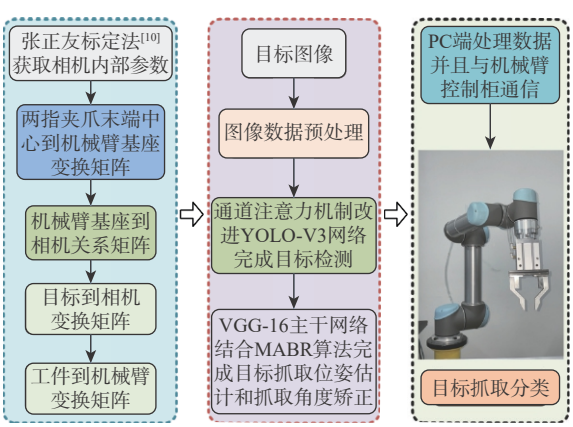



图 1 抓取系统图

Fig. 1 Grasping system diagram

### 1.1 YOLO-V3 模型

自 2016 年文献 [20] 提出 YOLO 算法以来，该算法不断被优化，准确率也在逐步提升。该算法结合了候选区域调整和网络预测结果优化 2 个步骤，有端到端的网络结构特性，具有输入一张图像直接输出预测结果的功能，其最大特点是整个网络的运行速度很快。2018 年文献 [11] 提出 YOLO-V3 算法，其结构如图 2 所示，达到了兼顾检测准确率和实时性的效果。该算法引入了多尺度预测模块，对象分类器由以前 softmax 函数改为 logistic 函数进行输出预测，并且借鉴特征金字塔网络 (feature pyramid network, FPN) 思想来对小、中、大物体预测。

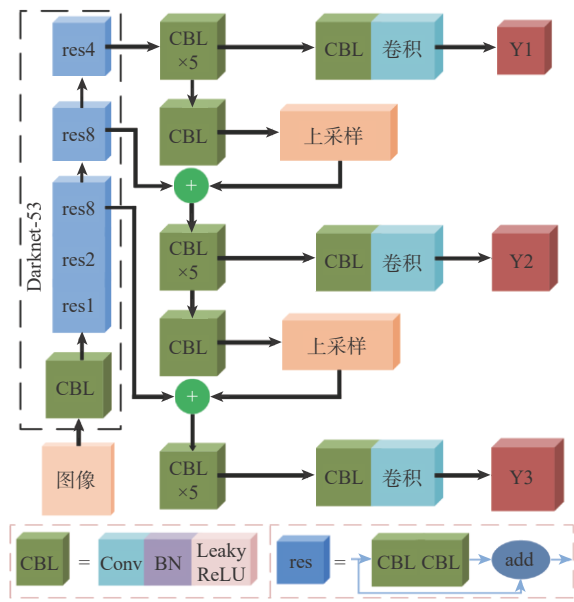



图 2 YOLO-V3 算法结构

Fig. 2 Structure of YOLO-V3 algorithm

Draknet-53 使用残差网络对图像特征进行更深层地提取，由 53 个卷积单元模块 (Conv BN Leaky ReLU, CBL) 组成，每个卷积单元模块由一个 Conv 卷积层、一个批量归一化 (batch normalization, BN) 层和一个 Leaky ReLU 激活函数组成，达到最大提取特征的同时也避免过拟合的目的。当原始图像输入到网络中，首先会被模型划分成 $N \times N$ 个网格，接着网络会对每个网格预测 $S$ 个 anchor box 候选预测框，得出相应的 bounding box(bbox) 框图，并对这些框图进行 confidence 置信度打分，最后记录 ($x$, $y$, $w$, $h$, $P$(Object)*IOU) 这 5 个元素。其中 ($x$, $y$)、$w$、$h$ 分别为预测框图的中心像素坐标和框图的长、宽；$P$(Object) 为网络预测该位置是 Object 某个物体的概率；IOU 为框图与框图重叠的程度。

### 1.2 算法优化

虽然 YOLO-V3 算法已经具有很好的检测性能，但在目标图像复杂和尺度多样化情况下，检测

准确率和识别度仍然有提升空间。在目标检测中, 图像的特征提取至关重要, 网络需要去除图像中的干扰因素, 突出检测目标的特征。通过对 YOLO-V3 算法检测模型加入通道注意力机制模块来增强网络提取特征的效果, 改善相机拍摄目标多尺度和图像场景复杂情况下的目标检测识别度和准确率, 通道注意力机制模块如图 3 所示。

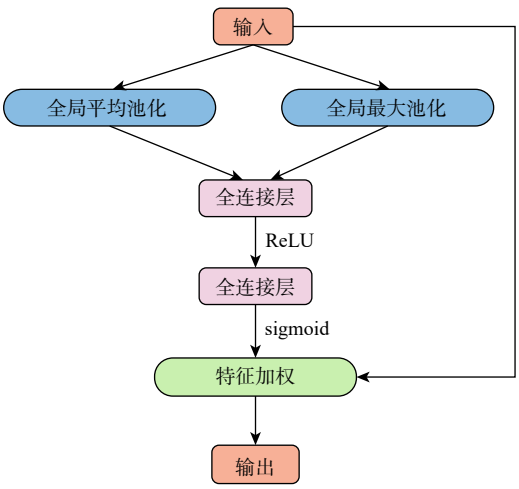



图 3　通道注意力机制模块

Fig. 3　Channel attention mechanism module

首先, 通过全局平均和最大池化将全局信息压缩为一维矢量, 接着通过一个全连接层降低网络维度、一个 ReLU 激活函数和全连接层恢复到原来的网络维度, 然后利用 sigmoid 函数归一化特征权重, 最后通过特征加权获得权重矩阵。利用权重矩阵对原网络结构中提取的目标特征进行重构, 对有利特征信息进行加分, 对无关特征进行减分处理, 从而提升目标检测的效果。

## 2　抓取位姿估计

### 2.1　五维抓取框

机器人抓取系统想要准确抓取物体, 首先需要获取目标可抓取点的位姿信息, 现阶段位姿表示法以平面的 3-自由度 (degree of freedom, DOF)(简称 3-DOF)[21] 和空间的 6-DOF[22] 位姿为主。其中 3-DOF 位姿由目标抓取点的平面坐标 $(x, y)$ 和偏转角度 $\theta$ 组成, 而 6-DOF 位姿由目标抓取点的空间坐标 $(x, y, z)$ 和旋转向量 $[r_x, r_y, r_z]$ 组成。在工业应用中多以工作台上的物体抓取为主, 与空间位姿相比, 平面的位姿估计方法更加高效、实用, 因此, 本文采用 3-DOF 位姿表示法扩展而成的五维抓取框图进行位姿估计, 如图 4 所示。

抓取框图的中心点坐标 $(x, y)$ 为平行两指机械手的抓取点, $\theta$ 为机械手相对于水平轴的一个偏转角度, $h$ 和 $w$ 分别为机械手的开合范围和宽度。五维抓取的位姿集合可表示为

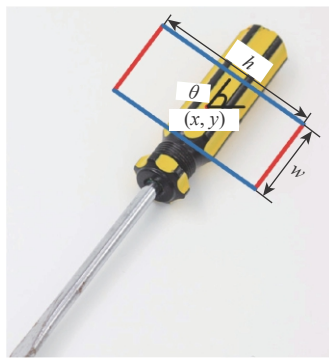



图 4　五维抓取框图

Fig. 4　Five-dimensional grasping frame diagram

$$g = \{x, y, w, h, \theta\} \tag{1}$$

### 2.2　抓取位姿估计模型

目前基于深度学习的抓取位姿估计算法, 本质是对 RGB 或 RGD 图像进行回归预测和分类预测。首先利用主干网络对图像进行特征提取, 然后对目标抓取点的 $\{x, y, w, h\}$4 维信息做回归预测及抓取角度 $\theta$ 做分类预测[23]。本文拟用文献 [8] 提出的多目标、多抓取检测思路进行抓取位姿估计。结合实际研究方案, 为了满足对单个物体位姿估计、机械手平稳抓取物体和提高系统运行速度的需求, 对原网络结构进行改进, 以实现网络结构简单化和高效运行的目的。

图 5 为抓取位姿估计网络结构图, 本文抓取位姿估计算法由原框架对多个目标的位姿估计的双层网络, 替换为对单个目标进行位姿估计的单层网络, 并使用 VGG-16 网络替换 ResNet-50 进行特征提取, 相比于由 49 个卷积层和 1 个全连接层组成 ResNet-50 网络, VGG-16 由 13 个卷积层和 3 个全连接层组成, 网络结构深度不足 ResNet-50 的 1/3。单层的 VGG-16 网络结构满足对单个不同目标的准确预测且估计速度得到提升。

抓取角度 $\theta$ 被量化为等长 $R$ 个间隔, 并设置 $\theta$ 为 0 时为非抓握模式, 即此时没有预测合适的抓取位姿。网络总损失函数 $L_{\text{gcr}}$ 由抓取角度分类预测损失和 4 维边框预测损失组成:

$$L_{\text{gcr}}\left(\{(p_l, \beta_l)\}_{c=0}^{C}\right) = \sum_{c} L_{\text{gcr_cls}(p_l)} + \lambda \sum_{c} 1_{c\neq 0}(c) L_{\text{gcr_reg}(\beta_c, \beta_c^*)} \tag{2}$$

式中: $C$ 定义为抓取角度类别的总数 $R$+1, 取值 19; $p_l$ 为最后经过 softmax 归一化指数函数层输出第 $l$ 个角度的分类概率; $\beta_l$ 为相应预测的抓取边框; $L_{\text{gcr_cls}}$ 为抓取角度分类的交叉熵损失; $L_{\text{gcr_reg}}$ 为权重 $\lambda$ 的边界框预测的回归损失; $1_{c\neq 0}(c)$ 表示 $C$ 在非 0 状态下网络在预测抓取框; $\beta_c$ 和 $\beta_c^*$ 分别为预测的

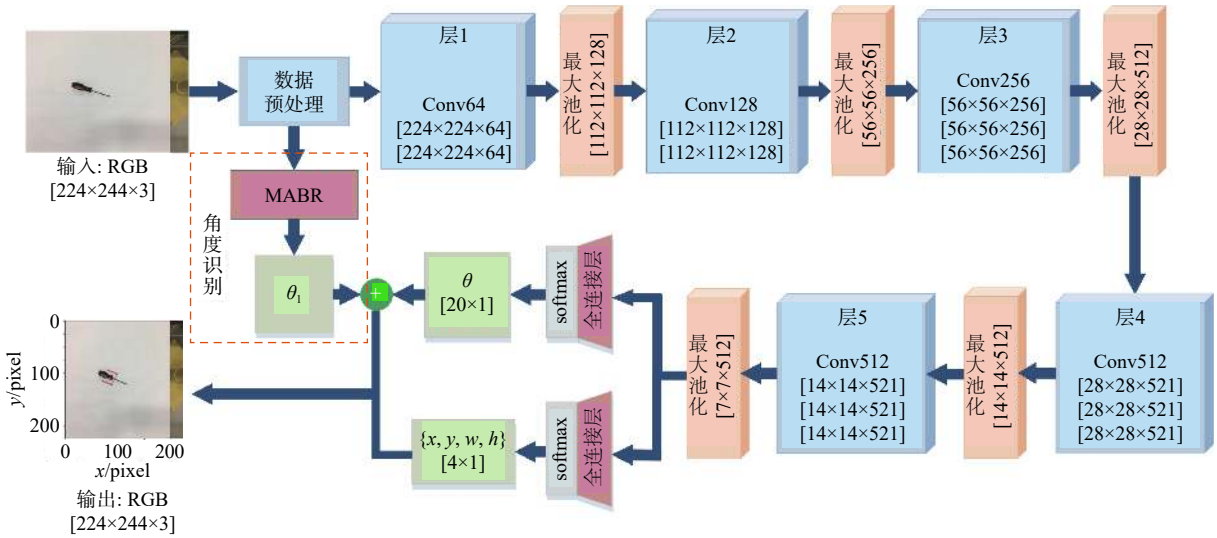



图 5 抓取位姿估计网络结构

Fig. 5 Structure of grasping pose estimation

抓取框和真实的抓取框。

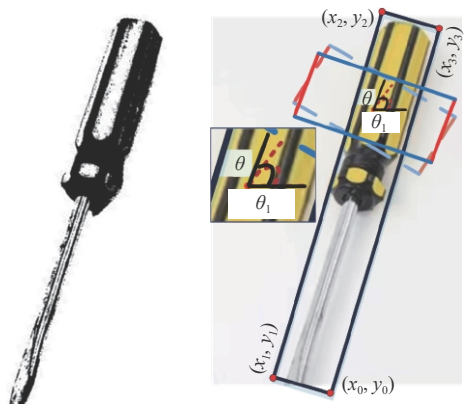
将一张 224 × 224 × 3 大小的原始图像输入到网络中，首先进行预处理，然后通过 VGG-16 主干网络进行 5 组 Conv 卷积特征提取操作和最大池化下采样操作，卷积核大小为 3 × 3，特征通道数由 64 逐步扩大到 512。输出端连接 2 组全连接 (fully connected, FC) 层和 softmax 归一化指数函数分类器，分别进行抓取角度 $\theta$ 的分类预测和 4 维框图 $\{x,y,w,h\}$ 的回归预测，最后组合输出相应的目标抓取位姿信息。

### 2.3 角度优化

虽然通过五维抓取框预测位姿可提高机器人抓取物体的准确率，但该方法存在预测角度离散的问题。位姿估计输出的抓取角度有一个主要分类问题，这导致机械手与物体存在较大角度偏差。对工作台上容易移动的物体抓取影响较小，因为物体滑动会消除角度误差；但对工作台上通过夹具固定而不易移动物体的抓取影响较大，因为角度偏差会导致机械手在抓取物体过程中产生一个有害扭矩，导致抓取失败，也容易改变物体当前状态造成再装配困难。

基于上述问题，本文在位姿估计中引入 MABR 算法，如图 5 虚线框所示。通过识别物体偏转角度来解决位姿估计抓取角度离散的问题，角度识别原理如图 6 所示，从而网络输出抓取物体最优角度，实现机械手对物体平稳地抓取。

首先对图像进行阈值分割，阈值设置为 183，当图像像素灰度值大于 183 时变为 255，反之变为 0，获得如图 6(a) 所示的黑白二值图；然后进行腐蚀、膨胀、开运算和闭运算等操作对二值图像进行去干扰处理；最后利用 MABR 包围物体，如图 6(b) 所




(a) 二值图 (b) 最小外接矩形框

图 6 角度识别原理图

Fig. 6 Angle recognition schematic diagram

示，输出矩形 4 个顶点坐标 $A_0(x_0, y_0)$, $A_1(x_1, y_1)$, $A_2(x_2, y_2)$, $A_3(x_3, y_3)$。得到包围框的 4 个顶点坐标后，通过三角函数变换求出矩形任意相邻 2 条边的长度 $a$ 和 $b$:

$$a = \sqrt{(x_3 - x_0)^2 + (y_3 - y_0)^2} \tag{3}$$

$$b = \sqrt{(x_3 - x_2)^2 + (y_3 - y_2)^2} \tag{4}$$

然后，对边长 $a$, $b$ 值进行大小判断，确定矩形框的长 $h$ 和宽 $w$。如果 $a > b$,长度 $h$ 等于 $a$，即物体的偏转角度 $\theta_1$ 为 $\alpha$；反之长度 $h$ 等于 $b$，物体偏转角度 $\theta_1$ 为 $\beta$。

$$\alpha = \arctan\left|\frac{y_3 - y_0}{x_3 - x_0}\right| \times \frac{180^\circ}{\pi} \tag{5}$$

$$\beta = \arctan\left|\frac{y_3 - y_0}{x_3 - x_0}\right| \times \frac{180^\circ}{\pi} + 90^\circ \tag{6}$$

将求出的物体偏转角度 $\theta_1$ 与位姿估计的抓取角度 $\theta$ 进行比较，当二者出现偏差时将 $\theta_1$ 替换为两

指机械手的抓取角度, 从而网络输出最优的抓取角度。

## 3　实验结果与分析

本文的视觉抓取实验涉及图像处理与机械臂配合工作, 系统采用 linux 下基于 Visual Studio Code 编译软件进行开发, 确保系统和编译环境的统一性, 便于图像处理与机械臂运动控制间的数据传输。接下来依次进行目标检测、抓取位姿估计、物体角度矫正和真实机械臂抓取分类实验。

### 3.1　目标检测

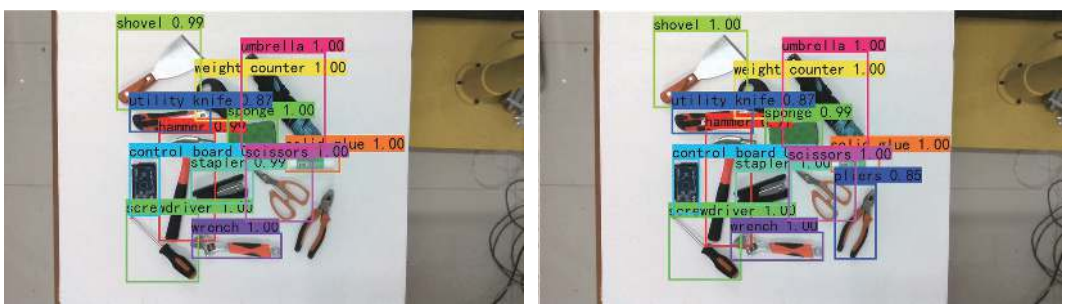
目标检测采用自建 VOC2007 格式数据集制作标签进行模型训练, 一共选取 12 个类别, 采集了 1 490 张图像。类别如图 7 所示, 分别是“hammer”、“solid glue”、“weight counter”、“shovel”、“sponge”、“screwdriver”、“stapler”、“control board”、“pliers”、“wrench”、“scissors”、“umbrella”。选取其中的 1 341 张图像用于模型训练, 剩余的 149 张图像用于模型测试。

目标检测模型采用 Pytorch 深度学习框架, 使用 NVIDIA 的 GTX1660 型号 GPU 对模型训练进行加速。由于主干特征提取网络具有特征通用性, 故也采用冻结训练方法二次加快模型训练的速度。将模型训练的参数设置如下, 解冻前: ①基础学习率 $l_r$ 为 0.001; ② 批量大小 Batch_size 为 8; ③起始训练迭代 Init_epoch 为 0; ④冻结训练迭代 Freeze_epoch 为 50。解冻后: ① 基础学习率 $l_r$ 为 0.000 1; ② 批量大小 Batch_size 为 4; ③ 起始训练迭代 Init_epoch 为 50; ④ 解冻训练迭代 UnFreeze_epoch 为 100。

图 7　目标检测类别图

Fig. 7　Target detection category diagram

利用模型训练得出的权重对输入网络的图像进行目标检测, 输出对应的预测种类和概率, 结果如图 8 所示。相比于改进前, 加入注意力机制模块的检测网络平均识别准确率 (mean average precision, mAP) 由 92.33% 增加到 92.65%, 提升 0.32%。并在网络置信度不变的情况下, 降低了模型在杂乱环境下漏检的可能, 检测效果更加突出, 证明了改进模型的实际意义。




(a) 改进前　　(b) 改进后

图 8　目标检测结果示意图

Fig. 8　Digram of target detection results

### 3.2　抓取位姿估计

抓取位姿估计采用 cornell 数据集制作模型训练所需的数据样本, 将连续的 180°等分成 19 个离散值制作抓取框的角度标签。该实验使用的深度学习框架和加速设备与目标检测保持一致, 将模型训练的参数设置如下: ①学习率 $l_r$ 为 0.000 1; ②批量大小 Batch_size 为 8; ③训练迭代 epoch 为 1 000。输出端利用 MABR 算法识别的物体偏转角度来优化位姿估计的抓取角度。

将本文的单层网络结构 VGG-16 分别与双层网络结构 ResNet-50 和单层网络结构 ResNet-50 进行单个物体抓取位姿估计对比实验, 电脑配置为 GTX1660 显卡和 8 GB 运行内存, 对比结果如表 1 所示。

表 1　不同网络结构对比

Table 1　Comparison of different network structure

| 网络结构 | 准确率/% | | 运行时间/s |
|---|---|---|---|
| | cornell数据集 | 实验目标 | |
| 双层网络结构ResNet-50 | 91.30 | 87.11 | 0.932 |
| 单层网络结构ResNet-50 | 91.12 | 86.69 | 0.714 |
| 单层网络结构VGG-16 | 90.89 | 87.19 | 0.286 |

从对比结果能够得出，对于单个物体的抓取位姿估计，双层网络结构和更深层 ResNet-50 网络结构在估计准确率上并没有突出的表现，反而单层网络结构 VGG-16 在运行时间上有明显的优势。

利用模型训练得出的权重对目标图像进行抓取位姿框图的预测，输出相应预测框抓取点的像素坐标 $(u, v)$ 和两指机械手偏转角度 $\theta$。并与未加 MABR 算法的抓取位姿估计方法进行对比实验，位姿估计结果如表 2 所示，抓取位姿估计结果如图 9 所示。相比于改进前，改进后位姿估计的抓取角度连续化，更加趋于物体的偏转角度。通过实验测量，计算出改进后的预测抓取角度与目标的实际偏转角度平均误差小于 2.47°。

**表 2　位姿估计结果**

**Table 2　Pose estimation results**

| 目标 | 目标抓取点$(u, v)$/像素 | | 目标抓取角度/(°) | | 目标实际角度/(°) |
|---|---|---|---|---|---|
| | 改进前 | 改进后 | 改进前 | 改进后 | |
| control board | (107, 112.2) | (107, 112.2) | 100 | 124 | 123 |
| hammer | (92.3, 109.3) | (92.3, 109.3) | 30 | 18 | 23 |
| shovel | (111.3, 108.5) | (111.3, 108.5) | 50 | 62 | 59 |
| wrench | (87.5, 132.5) | (87.5, 132.5) | 40 | 46 | 44 |
| scissors | (104.5, 118.3) | (104.5, 118.3) | 50 | 53 | 54 |
| pliers | (88.1, 114.5) | (88.1, 114.5) | 40 | 48 | 52 |
| umbrella | (88.5, 98.4) | (88.5, 98.4) | 30 | 35 | 35 |
| weight counter | (100.5, 136.2) | (100.5, 136.2) | 90 | 135 | 127 |
| stapler | (106.9, 104.7) | (106.9, 104.7) | 30 | 46 | 48 |
| solid glue | (98.2, 120.9) | (98.2, 120.9) | 40 | 45 | 45 |
| screwdriver | (83.6, 110.2) | (83.6, 110.2) | 130 | 161 | 162 |
| sponge | (84.6, 118.7) | (84.6, 118.7) | 180 | 13 | 14 |

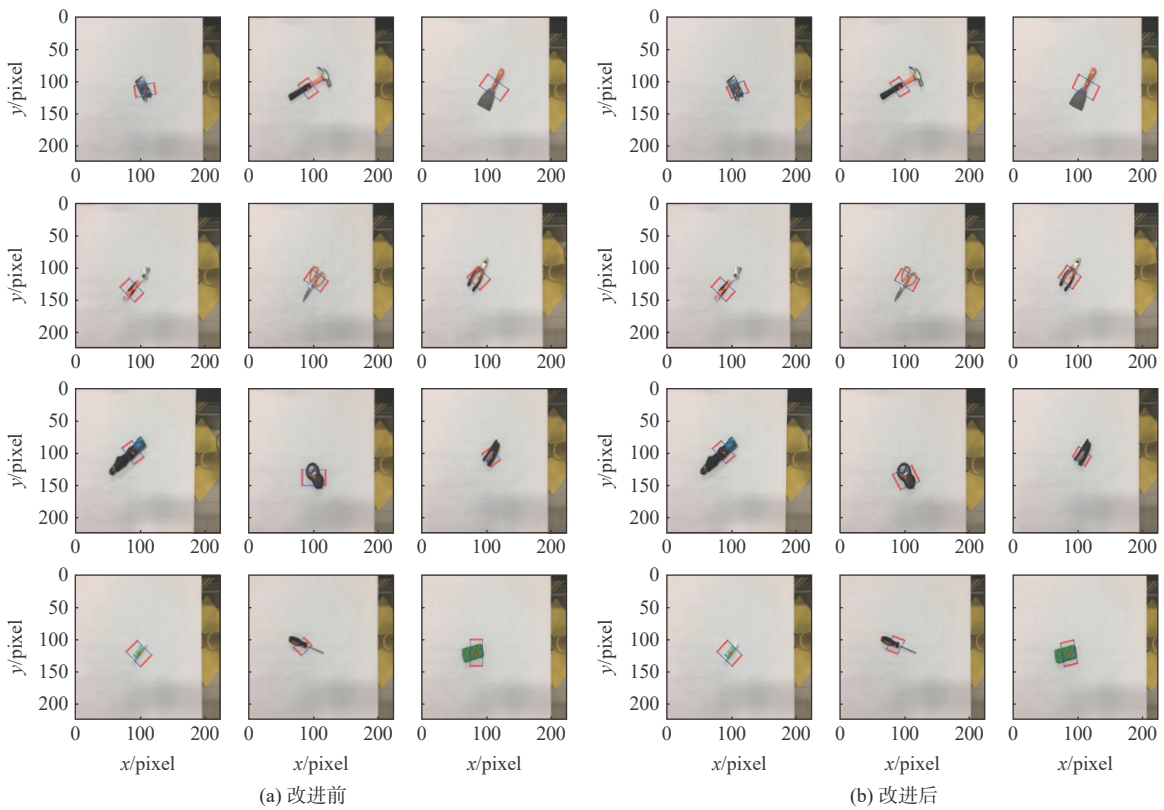



图 9　抓取位姿估计结果

Fig. 9　Grasping pose estimation results

### 3.3　机械臂抓取实验

本文实施的抓取分类实验主要在基于 UR5 机械臂、气动两指机械手及 Realsense D435 相机等搭建的平台上实现。相机固定在平台的正上方，安装方式采用“眼在手外”的模式，并且使用 ATI-Mini45 六维力传感器搭建测力平台验证本文方法的有效性，系统样机搭建如图 10 所示。

测力平台通过 3D 打印的卡具将硅胶、亚克力

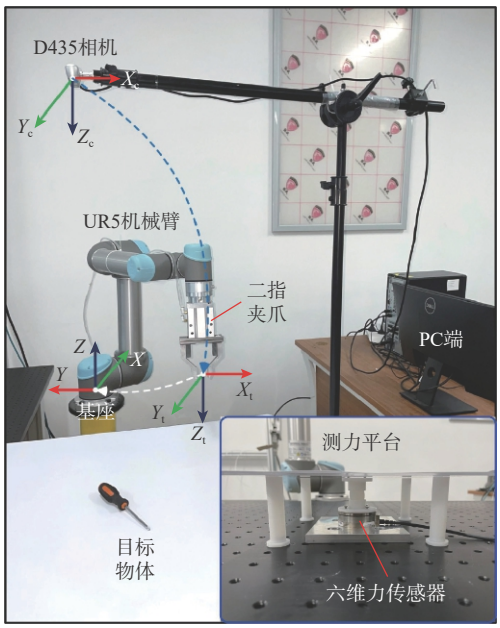



图 10　系统样机搭建

Fig. 10　System prototype setup

板与六维力传感器连接起来。抓取对象通过胶水固定在亚克力板上, 硅胶起传导作用力和避免较大扭矩损坏设备的作用。抓取系统的坐标转换流程如下: 相机首先获取图像的二维像素坐标。通过相机的深度信息和内参数据将图像像素坐标转换到基于相机坐标系下三维坐标, 然后利用手眼标定的关系矩阵, 将相机坐标系下的坐标转换成机械臂基座坐标系下的三维坐标, 最终实现了抓取目标到机械臂基座坐标系下的坐标转换。

像素坐标 $(u, v)$ 与深度相机坐标 $(x_c, y_c, z_c)$ 之间的变换关系为

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha & 0 & u_0 \\ 0 & \beta & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} z_c \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{K}^{-1} z_c \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中: $\alpha=f/\mathrm{d}x$ 和 $\beta=f/\mathrm{d}y$ 为 $(u, v)$ 像素坐标下的实际焦距, $f$ 为相机固有焦距, $\mathrm{d}x$ 和 $\mathrm{d}y$ 为在 $u$ 轴和 $v$ 轴上的物理像素尺寸; $\boldsymbol{K}$ 为相机的内参矩阵; $z_c$ 为相机坐标下的深度信息。

深度相机坐标 $(x_c, y_c, z_c)$ 与机械臂基座坐标 $(x, y, z)$ 之间的变换关系为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{R} & \boldsymbol{T} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \\ 1 \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{R}$ 和 $\boldsymbol{T}$ 分别为手眼关系的旋转矩阵和平移向量。

完成不同坐标系下的坐标转换后, PC 端通过获取的数据对机械臂进行相应的控制。抓取分类实验通过 Ubuntu16.04 系统中 Moveit! 运动功能包实现, 具体实验步骤如下:

**步骤 1**　设置 UR5 机械臂抓取拍照等待位姿, 坐标为 $(x_0, y_0, z_0)$, 两指机械手偏转角度为 0°。

**步骤 2**　相机获取目标图像, 计算机处理数据, 输出目标抓取点的坐标 $(x, y, z)$ 和偏转角度 $\theta$ 信息。

**步骤 3**　控制两指机械手偏转 $\theta$ 角度, 机械臂由等待位 $(x_0, y_0, z_0)$ 移到抓取位 $(x, y, z)$, 准备抓取。

**步骤 4**　气动控制两指机械手闭合, 完成物体抓取, 然后机械臂根据目标检测结果进行相应分类放置。

**步骤 5**　完成放置操作后, 机械臂回到初始拍照等待位置。

**步骤 6**　如果继续抓取, 则返回步骤 1; 否则, 抓取任务结束。

现对实验目标设置 12 组改进前与改进后的对比抓取实验, 来验证改进后两指机械手抓取的准确率和平稳效果, 编号为实验 1～12, 各目标抓取点的坐标、角度及目标实际角度如表 3 所示。

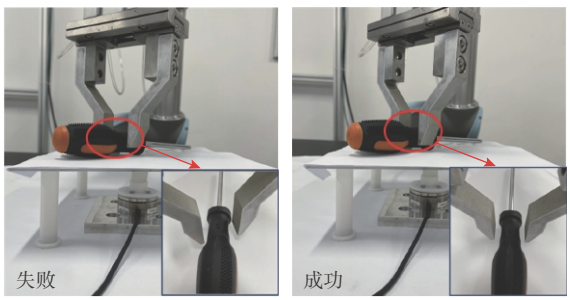
图 11 为抓取实验, 从图 11(a) 与图 11(b) 对比

**表 3　抓取实验数据**

**Table 3　Experimental data of grasping**

| 编号 | 目标抓取点$(x, y, z)$/mm | | 目标抓取角度/(°) | | 目标实际角度/(°) | 抓取扭矩/(N·mm) | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 改进前 | 改进后 | 改进前 | 改进后 | | 改进前 | 改进后 |
| 实验1 | (153.41, −675.29, 102.35) | (153.41, −675.29, 102.35) | 50 | 52 | 53 | 4.0 | 2.3 |
| 实验2 | (13 122, −603.70, 99.16) | (13 122, −603.70, 99.16) | 50 | 58 | 58 | 9.5 | 0.3 |
| 实验3 | (161.96, −558.44, 102.71) | (161.96, −558.44, 102.71) | 140 | 157 | 156 | 15.0 | 2.6 |
| 实验4 | (111.15, −574.50, 98.79) | (111.15, −574.50, 98.79) | 10 | 21 | 19 | 8.0 | 5.0 |
| 实验5 | (114.63, −732.19, 96.96) | (114.63, −732.19, 96.96) | 30 | 39 | 47 | 19.0 | 11.0 |
| 实验6 | (102.68, −657.68, 100.41) | (102.68, −657.68, 100.41) | 40 | 51 | 50 | 10.6 | 2.5 |
| 实验7 | (127.41, −675.63, 100.53) | (127.41, −675.63, 100.53) | 40 | 46 | 45 | 4.0 | 1.5 |
| 实验8 | (155.39, −597.67, 105.50) | (155.39, −597.67, 105.50) | 50 | 53 | 55 | 8.0 | 3.8 |
| 实验9 | (176.65, −690.90, 103.57) | (176.65, −690.90, 103.57) | 90 | 111 | 113 | 17.5 | 4.0 |
| 实验10 | (131.77, −739.27, 100.34) | (131.77, −739.27, 100.34) | 100 | 112 | 112 | 12.5 | 0 |
| 实验11 | (194.20, −687.68, 101.49) | (194.20, −687.68, 101.49) | 30 | 36 | 35 | 5.0 | 2.5 |
| 实验12 | (127.47, −590.49, 100.38) | (127.47, −590.49, 100.38) | 30 | 63 | 63 | 25.0 | 0 |

看出，改进后两指机械手与物体的有害夹角较改进前有明显改善，这说明本文方法可以使机械手用更贴合物体的偏转角度进行抓取，从而减少了对物体的干扰，提高抓取成功率。

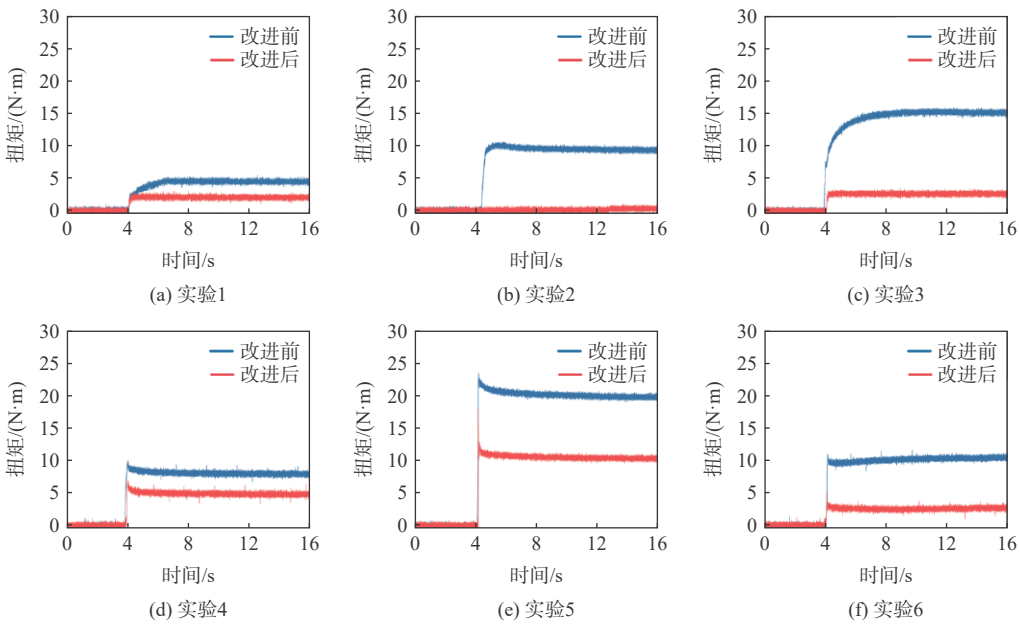



(a) 改进前 (b) 改进后

图 11 抓取实验

Fig. 11 Grasping experiments

为了定量描述本文方法改进后的抓取效果，通过六维力传感器搭建的测力平台测量两指机械手抓取过程中物体 $Z$ 轴方向受到的扭矩。实验中两指机械手的闭合与张开通过气缸控制，气压设置范围在 0.05～0.08 MPa 之间。六维力传感器采样时间 16 s，频率为 5 000 Hz，测量的 12 组对比实验数据如表 3 所示，其中前 6 组实验物体抓取所受的有害扭矩对比如图 12 所示。通过实验测量，设定当预测抓取角度与目标偏转角度误差大于 5°，即产生的扭矩大于 10 N·mm 时，抓取失败，反之成功。从表 3 和图 12 的实验数据计算得出，改进后两指机械手抓取物体所产生的平均有害扭矩由改进前的 11.5 N·mm 降低到 2.9 N·mm，减少约 75%；抓取成功率由改进前 50% 增加到 91%，提升约 40%，证明了本文方法的有效性。




(a) 实验1 (b) 实验2 (c) 实验3

(d) 实验4 (e) 实验5 (f) 实验6

图 12 抓取扭矩图

Fig. 12 Grasping torsion diagram

## 4 结 论

1）通过实验测试，加入通道注意力机制的 YOLO-V3 算法检测模型，对复杂环境中的目标检测效果更突出，平均识别率较改进前增加 0.32%。

2）通过实验对比可知，VGG-16 主干网络嵌入 MABR 算法，可以有效地对目标进行抓取位姿估计，并且输出的抓取角度更优，与目标的实际偏转角度平均误差小于 2.47°，具有很好的实际意义。

3）通过 UR5 机械臂、气动两指机械手、Realsense D435 相机及 ATI-Mini45 六维力传感器等搭建的实验平台进行了验证，结果表明本文方法能有效地抓取不同物体，抓取过程中机械手产生的有害扭矩减少约 75%，显著减小两指机械手抓取过程对物体的干扰，抓取稳定性增加、成功率提高约 40%，具有很好的应用前景。

## 参考文献（References）

[1] DU G G, WANG K, LIAN S G, et al. Vision-based robotic grasping from object localization, object pose estimation to grasp estimation for parallel grippers: A review[J]. Artificial Intelligence Review, 2021, 54(3): 1677-1734.

[2] 翟敬梅, 董鹏飞, 张铁. 基于视觉引导的工业机器人定位抓取系统设计[J]. 机械设计与研究, 2014, 30(5): 45-49.
ZHAI J M, DONG P F, ZHANG T. Positioning and grasping system design of industrial robot based on visual guidance[J]. Machine Design & Research, 2014, 30(5): 45-49(in Chinese).

[3] WEI H, PAN S C, MA G, et al. Vision-guided hand–eye coordina-

tion for robotic grasping and its application in tangram puzzles[J]. AI, 2021, 2(2): 209-228.

[4] MALLICK A, DEL POBIL A P, CERVERA E. Deep learning based object recognition for robot picking task[C]// Proceedings of the 12th International Conference on Ubiquitous Information Management and Communication. New York: ACM, 2018: 1-9.

[5] 白成超, 晏卓, 宋俊霖. 结合深度学习的机械臂视觉抓取控制[J]. 载人航天, 2018, 24(3): 299-307.
BAI C C, YAN Z, SONG J L. Visual grasp control of robotic arm based on deep learning[J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(3): 299-307(in Chinese).

[6] 黄怡蒙, 易阳. 融合深度学习的机器人目标检测与定位[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(24): 181-187.
HUANG Y M, YI Y. Robot object detection and localization based on deep learning[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(24): 181-187(in Chinese).

[7] JIANG Y, MOSESON S, SAXENA A. Efficient grasping from RGBD images: Learning using a new rectangle representation[C]// 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2011: 3304-3311.

[8] CHU F J, XU R N, VELA P A. Real-world multiobject, multigrasp detection[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(4): 3355-3362.

[9] 夏浩宇, 索双富, 王洋, 等. 基于Keypoint RCNN改进模型的物体抓取检测算法[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(4): 236-246.
XIA H Y, SUO S F, WANG Y, et al. Object grasp detection algorithm based on improved Keypoint RCNN model[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(4): 236-246(in Chinese).

[10] ZHANG Z Y. Flexible camera calibration by viewing a plane from unknown orientations[C]// Proceedings of the Seventh IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2002: 666-673.

[11] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL]. (2018-04-08) [2022-03-08]. https://arxiv.org/abs/1804.02767

[12] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2015-04-10) [2022-03-08]. https://arxiv.org/abs/1409.1556

[13] SONG R, LI F M, FU T Y, et al. A robotic automatic assembly system based on vision[J]. Applied Sciences, 2020, 10(3): 1157.

[14] 尹宏鹏, 陈波, 柴毅, 等. 基于视觉的目标检测与跟踪综述[J]. 自动化学报, 2016, 42(10): 1466-1489.
YIN H P, CHEN B, CHAI Y, et al. Vision-based object detection and tracking: a review[J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(10): 1466-1489(in Chinese).

[15] 王玺坤, 姜宏旭, 林珂玉. 基于改进型YOLO算法的遥感图像舰船检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1184-1191.
WANG X K, JIANG H X, LIN K Y. Remote sensing image ship detection based on modified YOLO algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1184-1191(in Chinese).

[16] ZHANG N, DONAHUE J, GIRSHICK R, et al. Part-based R-CNNs for fine-grained category detection[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 834-849.

[17] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]// 2015 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1440-1448.

[18] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.

[19] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]/2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[20] 刘元宁, 吴迪, 朱晓冬, 等. 基于YOLOv3改进的用户界面组件检测算法[J]. 吉林大学学报(工学版), 2021, 51(3): 1026-1033.
LIU Y N, WU D, ZHU X D, et al. User interface components detection algorithm based on improved YOLOv3[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2021, 51(3): 1026-1033(in Chinese).

[21] 熊军林, 赵铎. 基于RGB图像的二阶段机器人抓取位置检测方法[J]. 中国科学技术大学学报, 2020, 50(1): 1-10.
XIONG J L, ZHAO D. Two-stage grasping detection for robots based on RGB images[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2020, 50(1): 1-10(in Chinese).

[22] TEKIN B, SINHA S N, FUA P. Real-time seamless single shot 6D object pose prediction[C]/2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 292-301.

[23] KUMRA S, KANAN C. Robotic grasp detection using deep convolutional neural networks[C]// 2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 769-776.

# A visual detection and grasping method based on deep learning

SUN Xiantao[1], CHENG Wei[1], CHEN Wenjie[1], FANG Xiaohan[1], CHEN Weihai[2,*], YANG Yinming[1]

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Anhui University, Hefei 230601, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract**: This paper proposes a deep learning based visual detection and grasping method to solve the problems of the existing robotic grasping systems, including high hardware costs, difficulty in adapting to different objects, and large harmful torques. The channel attention mechanism is used to enhance the ability of the network to extract image features, improving the effect of target detection in complex environments using the improved YOLO-V3. It is found that the average recognition rate is increased by 0.32% compared with that before the improvement. In addition, to address the discreteness of estimated orientation angles, an embedded minimum area bounding rectangle (MABR) algorithm based on VGG-16 backbone network is proposed to estimate and optimize the grasping position and orientation. The average error between the improved predicted grasping angle and the actual angle of the target is less than 2.47°, significantly reducing the additional harmful torque applied by the two-finger gripper to the object in the grasping process. This study then builds a visual grasping system, using a UR5 robotic arm, a pneumatic two-finger robotic gripper, a Realsense D435 camera, and an ATI-Mini45 six-axis force/torque sensor. Experimental results show that the proposed method can effectively grasp and classify objects, with low requirements for hardware. It reduces the harmful torque by about 75%, thereby reducing damage to grasped objects, and showing a great application prospect.

**Keywords**: deep learning; neural network; object detection; pose estimation; robotic grasping

**Received**: 2022-03-08; **Accepted**: 2022-05-06; **Published Online**: 2022-05-26 15:42
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1827.003.html
**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (52005001)
* **Corresponding author**. E-mail: whchen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0696

# 基于相位对称性的血管超声图像分割算法

关少亚[1]，张诚[2]，孟偲[3,4,*]，曹建树[1]，孙凯[5]，王田苗[4,6]

(1. 北京石油化工学院 工程师学院，北京 102617；2. 北京石油化工学院 机械工程学院，北京 102617；3. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；4. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心，北京 100191；5. 清华大学 医学院，北京 100084；6. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191)

**摘 要**：超声成像凭借其经济便携、无辐射、可实时成像等优点，已经成为临床诊断中常用的检查方法之一。血管超声成像不仅可以减少术中射线，也可以实现手术室外血管病变情况的初步判断，满足无法进行造影手术病人的检测需求。超声图像中目标组织边缘特征一般较为明显，综合考虑超声成像的特点及特征分布，选择基于相位对称性的分割算法对降噪滤波后超声图像中的目标组织进行分割，并根据目标组织边缘特性对分割结果进行形态学处理。通过与传统的活动轮廓型及深度学习算法对目标组织边缘的分割效果进行对比及量化分析，验证基于相位对称性的分割算法在目标组织分割及边缘提取中的优势。

**关 键 词**：超声成像；图像分割；降噪滤波；相位对称；深度学习

**中图分类号**：TP242.3；

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2645-06

血管介入手术是治疗心脑血管疾病的主要手段，当前血管介入手术所采用的数字减影血管成像方式对病人和医生都会造成X光辐射，血管体外超声成像技术作为一种无辐射、无损伤的医学检测手段，如果可以应用于血管介入手术，无疑将降低术中医生和病人的吃线量。并且，随着便携式超声成像设备的发展，超声成像过程不受手术室条件的制约，对抗震救灾等恶劣环境下无法及时进入手术室的病人进行病情的初步预判具有重要意义[1-2]。

目前超声图像的分割根据所采用的原理不同，主要可以分为：基于边缘检测的分割算法、基于区域生长的分割算法、基于形变模型的分割算法和基于深度学习的分割算法[3-6]。

基于边缘检测的分割算法主要依据超声图像局部不连续及图像的灰度梯度进行检测，依据相邻像素间的梯度差异对检测目标进行分割。受超声成像质量的影响，该算法对目标组织边缘的检测易出现不连续或伪边缘[7]。基于区域生长的分割算法依据超声图像不同组织成像区域的不均匀性，将代表不同组织的像素划分到不同的区域。该算法对于边缘和纹理边界的敏感度较低，对于存在明显梯度突变的组织边缘，其分割效果劣于基于边缘检测的分割算法[8]。基于形变模型的分割算法虽然能够有效避免以上2类分割算法所存在的问题[9]，但是由于血管超声成像为2条细长不规则曲线，其形变模型很难进行建模。深度学习技术在图像处理领域已经取得了显著的优势，因此，基于深度学习的超声图像分割算法近些年来得到了飞速发展[10-14]。但是，神经网络的训练往往需要大量的数据集作为支撑，而超声图像的精确标注主要依赖于专业医生，因此，训练样本不足制约着深度学习算法在医学图像目标组织边缘检测中的应用。

**收稿日期**：2021-11-18；**录用日期**：2022-01-08；**网络出版时间**：2022-02-23 19:04

**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220223.0856.001.html

**基金项目**：国家自然科学基金(61873010,61533016)；中国科协中非“一带一路”国际工程科技与教育培训合作(2021ZZGJB071529)；北京石油化工学院交叉科研探索项目(BIPTCSF-016)

* **通信作者**. E-mail：tsai@buaa.edu.cn

**引用格式**：*关少亚，张诚，孟偲，等. 基于相位对称性的血管超声图像分割算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2645-2650. GUAN S Y，ZHANG C，MENG C，et al. Vascular ultrasound image segmentation algorithm based on phase symmetry[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2645-2650 (in Chinese).*

图像的局部相位信息可以用来计算图像不同尺度下每个点的相位对称性值[15]，基于相位对称性的分割算法在超声图像目标组织边缘的识别与检测中已经得以应用[16]。基于相位对称性的分割算法可以综合利用超声图像目标组织边缘的梯度及对称性特征，对其进行精确快速的检测。本文选择基于相位对称性算法（简称本文算法）对胸骨、桡骨的分割表面及桡动脉血管壁3类目标组织边缘进行识别与提取。

# 1 理论分析

## 1.1 图像分割流程

图1为超声图像分割流程图，降噪后的超声图像经傅里叶变换得到其频域表示，在频域内计算其Log-Gabor滤波函数，通过傅里叶逆变换计算各像素点的奇对称和偶对称部分，得到每个像素点的相位对称性值，通过选择合适的阈值及几何特征筛选出符合条件的待分割组织边缘，最后通过Gaussion平滑及形态学后处理得到最终的目标组织边缘。

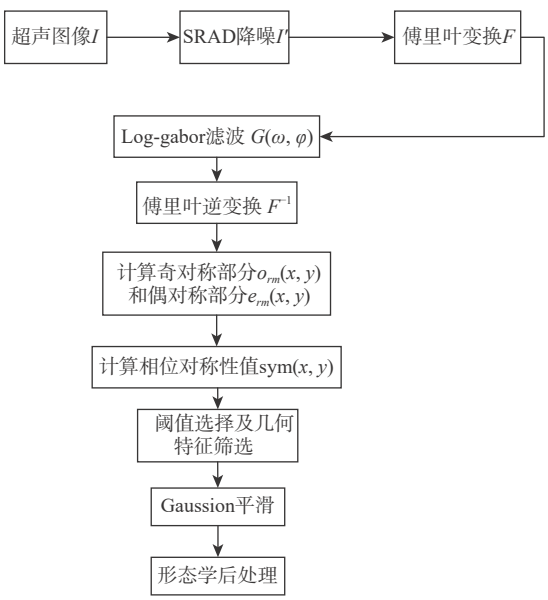



图1 超声图像分割流程图

Fig. 1 Flow chart of ultrasonic image segmentation.

## 1.2 降噪及滤波算法

超声成像设备通过向人体组织发射超声信号，接收反射回来的超声波信号并传递给相应的电路进行采集处理。超声图像的降噪和滤波主要是对其中的噪声信号进行有效滤除，减少其对目标分割所产生的干扰。超声图像中的噪声主要可以分为相乘噪声和相加噪声，相乘噪声主要来源于成像过程中的随机散射信号；相加噪声主要来源于传感器等系统噪声。超声图像中2种噪声与超声信号之间的关系为

$$Y(x,y)=I(x,y)\eta_{\mathrm{m}}(x,y)+\eta_{\mathrm{a}}(x,y) \tag{1}$$

式中：$Y(x,y)$为包含噪声信息的实际超声图像中坐标$(x,y)$处的像素值；$I(x,y)$为无噪声影响的超声图像中坐标$(x,y)$处的像素值；$\eta_{\mathrm{m}}(x,y)$和$\eta_{\mathrm{a}}(x,y)$分别为坐标$(x,y)$处的相乘噪声和相加噪声。

选择各向异性扩散降噪的方法对所得到的超声图像进行处理。该方法在去除超声图像中斑点噪声的同时可以比较好地保留图像的细节部分，满足后续目标组织边缘提取及分割需求。各项异性扩散方法的一般数学模型可以表示为

$$\begin{cases}\dfrac{\partial I}{\partial t}=\mathrm{div}(c|\nabla I|\cdot\nabla I)\\ I(t=0)=I_0\end{cases} \tag{2}$$

式中：div为散度算子；$\nabla$为梯度算子；$|\cdot|$为幅值计算式；$c$为扩散系数；$I_0$为初始图像；时间算子$t$表示该方法的降噪过程与扩散持续的时间相关。

为了抑制各向异性扩散方法降噪过程中对噪声引起的梯度变化进行保留或加强，通过散斑各向异性扩散(speckle reduction anisotropic diffusion, SRAD)[17]，对扩散系数进行改进，改进后的扩散系数可表示为

$$c(x,y,t)=\frac{1}{1+\dfrac{q(x,y,t)^2-q_0(t)^2}{q_0(t)^2[1+q_0(t)^2]}} \tag{3}$$

$$q(x,y,t)=\sqrt{\frac{(1/2)(|\nabla I|/I)^2-(1/4)(\nabla^2 I/I)^2}{[1+(1/4)(\nabla^2 I/I)]^2}} \tag{4}$$

式中：$q(x,y,t)$为瞬时变化算子，可以对边缘进行很好地检测；$q_0(t)$为$t_0$时刻的扩散门限值。

原来的扩散模型仅包含一阶梯度算子，SRAD在一阶梯度算子的基础上添加了二阶拉普拉斯算子$\nabla^2 I$，可以对噪声引起的梯度变化和边缘引起的梯度变化进行区分，可以对图像中的斑点噪声进行有效滤除的同时保留目标组织成像的边缘。

## 1.3 本文算法

本文算法能够根据超声图像中目标组织边缘的灰度对称性，通过傅里叶变换在频域上对其灰度对称性进行提取。选择二维Log-Gabor正交滤波器对超声图像进行频域分析，其滤波函数为

$$G(\omega,\varphi)=-\frac{\left[\lg(\omega/\omega_0)\right]^2}{2\left[\lg(k/\omega_0)\right]^2}+\frac{(\varphi-\varphi_0)^2}{2\sigma_\varphi^2} \tag{5}$$

式中：$\omega_0$为正交滤波器的中心频率；$k$为尺度参数；$k/\omega_0$为常量，与滤波器带宽$\beta$相关，$\beta=-\dfrac{2\sqrt{2}}{\sqrt{\ln 2}}\ln(k/\omega_0)$，最小波长$\lambda_{\min}$决定滤波器尺度，$\omega_0$、$\lambda_{\min}$及滤波器尺度$m$的关系为：$\omega_0=1/(\lambda_{\min}\delta^{m-1})$。$\varphi$为角度坐标，$\varphi_0$为滤波器的方向角度，$\sigma_\varphi=\Delta\varphi/s$决定了角度带宽

$\Delta\Omega = 2\sigma_\varphi\sqrt{\lg 2}$, 其中$\Delta\varphi = \pi/N_r$为角度间隔 $\Delta\varphi = \pi/N_r$, $N_r$为滤波器所有方向的个数, 本文根据经验设定滤波器的尺度个数 $N_m = 4$, 方向个数 $N_r = 6$, $s = 1.2$。由二维 Log-Gabor 滤波器, 可得

$$e_{rm}(x,y) = I(x,y) * M^{\mathrm{e}}_{rm}(x,y) \tag{6}$$

$$o_{rm}(x,y) = I(x,y) * M^{\mathrm{o}}_{rm}(x,y) \tag{7}$$

$$M^{\mathrm{e}}_{rm}(x,y) = \mathrm{real}(F^{-1}(G(\omega,\varphi))) \tag{8}$$

$$M^{\mathrm{o}}_{rm}(x,y) = \mathrm{imag}(F^{-1}(G(\omega,\varphi))) \tag{9}$$

式中: $I(x,y)$为超声图像$I$中坐标$(x,y)$处的像素灰度值; $M^{\mathrm{e}}_{rm}(x,y)$和 $M^{\mathrm{o}}_{rm}(x,y)$表示 Log-Gabor 在尺度 $m$ 和方向 $r$上的偶滤波器与奇滤波器; $e_{rm}(x,y)$和 $o_{rm}(x,y)$分别为超声图像的偶对称部分和奇对称部分。

则超声图像 $I$ 经多尺度、多方向二维 Log-Gabor 滤波器后, 坐标 $(x, y)$ 处的相位对称性值 $\mathrm{sym}(x, y)$ 的计算式为

$$\mathrm{sym}(x,y) = \frac{\sum_r\sum_m (|e_{rm}(x,y)| - |o_{rm}(x,y)| - T)}{\sum_r\sum_m \sqrt{e_{rm}(x,y)^2 + o_{rm}(x,y)} + \varepsilon} \tag{10}$$

式中: $m$ 和 $r$ 分别为 Log-Gabor 滤波器的尺度和方向; $T$ 为噪声补偿; $\varepsilon$ 是为了防止分母为 0 而设置的非零极小值。

### 1.4　分割结果量化指标

在对本文算法的性能进行定量分析时, 通常将真阳性(ture positive, TP), 真阴性(true negative, TN), 假阴性(false negative, FN)和假阳性(false positive, FP)作为性能指标, 分别用 $I_{\mathrm{TP}}$, $I_{\mathrm{TN}}$, $I_{\mathrm{PN}}$ 和 $I_{\mathrm{FP}}$ 表示。最常用的指标为准确性($A_{\mathrm{cc}}$), 灵敏性($S_{\mathrm{en}}$), 特异性($S_{\mathrm{pe}}$)和重合率($D_{\mathrm{sc}}$), 计算式分别为

$$A_{\mathrm{cc}} = \frac{I_{\mathrm{TP}} + I_{\mathrm{TN}}}{I_{\mathrm{TP}} + I_{\mathrm{FN}} + I_{\mathrm{TN}} + I_{\mathrm{FP}}} \tag{11}$$

$$S_{\mathrm{en}} = \frac{I_{\mathrm{TP}}}{I_{\mathrm{TP}} + I_{\mathrm{FN}}} \tag{12}$$

$$S_{\mathrm{pe}} = \frac{I_{\mathrm{TN}}}{I_{\mathrm{TN}} + I_{\mathrm{FP}}} \tag{13}$$

$$D_{\mathrm{sc}} = \frac{2I_{\mathrm{TP}}}{I_{\mathrm{FP}} + I_{\mathrm{FN}} + 2I_{\mathrm{TP}}} \tag{14}$$

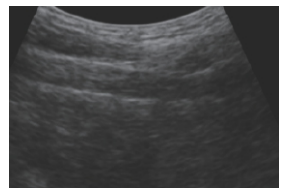
以医生手动分割得到的结果作为分割结果的真值(ground truth, GT)。

## 2　实验验证

### 2.1　实验环境及数据准备

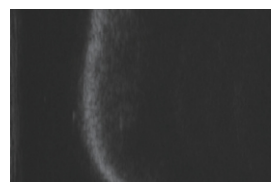
本文使用的超声成像设备为无锡飞思科技生产的便携式 B 超设备(F-18), 随机携带的 2 个超声探头包括 3.5 MHz 的凸针探头 F35R60-80 及 7.5 MHz 的线阵探头 F75L40-80。所有算法的运行在戴尔服务器上进行, 配置为 Intel Core i7-4790 3.6 GHz×8 的 CPU, 8GB RAM 及 Nvidia GeForce GTX 980 的 GPU, 软件环境为 MATLAB 2019a。

该研究不仅对本文算法在血管图像上的分割结果进行验证, 并且通过对骨组织(桡骨、胸骨)超声图像的分割, 验证本文算法的鲁棒性。实验所采集的血管组织及骨组织的原始图像, 如图 2 所示, 来自于实验室 2 名 20～22 岁的男性成员和 1 名 27 岁的女性成员。其中颈动脉及桡骨图像由 7.5 MHz 的高频探头所得, 而胸骨则由 3.5 MHz 的低频探头所得。



(a) 颈动脉超声图像

(b) 胸骨超声图像



(c) 桡骨超声图像

图 2　原始超声图像

Fig. 2　Original ultrasonic images

### 2.2　图像分割及结果

按照图 1 中的流程对颈动脉及胸骨和桡骨的超声图像进行分割, 各个阶段的处理和分割结果如图 3 所示。

血管组织是一种软组织, 其密度远远低于骨组织。因此, 骨组织的边界能够对超声有更好的反射效应, 拍摄所得到的骨组织图像的边界更为清晰。目标组织在滤波及相位对称性分割之后会得到较多的候选边缘, 但是可以得到清晰的目标组织边缘, 进一步通过几何特征约束提取目标区域的边缘, 再通过高斯平滑和形态学后处理, 即可得到目标组织边缘的最终分割结果。

### 2.3　分割结果量化分析

按照 1.4 节中分割结果的量化指标, 对 2.2 节超声图像的分割结果进行量化分析。由于血管介入手术中, 血管内壁对介入器械的跟踪和定位具有决定性的影响, 因此, 只需要从超声图像中提取血管/骨组织边缘作为器械临界条件。故对于分割结果的量化参数 $I_{\mathrm{TP}}$, $I_{\mathrm{TN}}$, $I_{\mathrm{FN}}$ 和 $I_{\mathrm{FP}}$ 的计算均按照目标组织的边缘长度进行计算。

分别采取 3 名实验者的胸骨、桡骨及颈动脉血管各 6 张, 每个类别得到 18 张超声图像用以计算

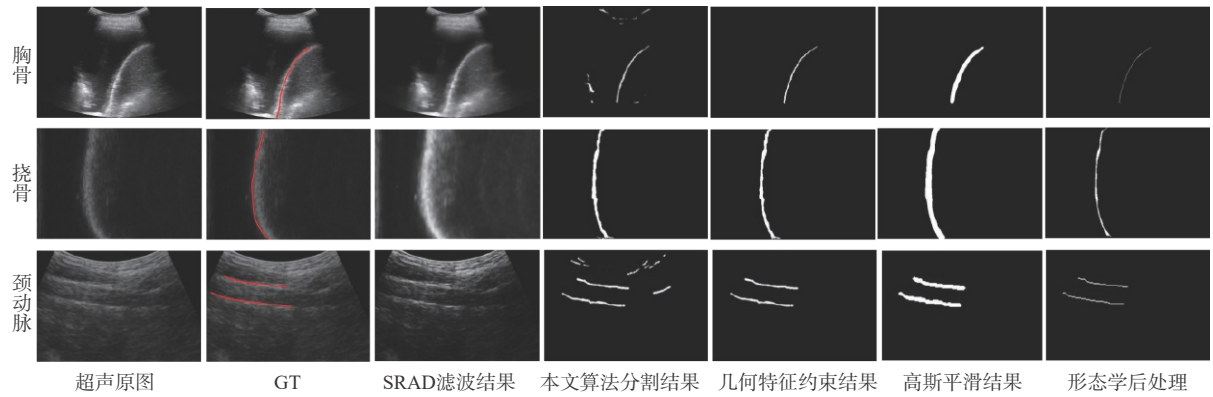



图3 血管及骨组织超声图像处理过程及结果

Fig. 3 Ultrasonic image processing process and results of blood vessel and bone tissue.

各量化指标的平均值。

2.3.1 本文算法分割结果

对本文算法在胸骨、桡骨、颈动脉3种超声图像上的分割结果进行定量分析，并与2名医生手动分割得到的结果进行对比，量化分析结果如表1所示。其中分割真值取2名医生手动分割目标边缘的交集。专家分割结果表示2个医生分割结果与分割真值之间误差的均值。

**表1 本文算法和专家分割结果对比**

**Table 1 Comparison of segmentation results between proposed algorithm and experts**

| 算法 | $A_{cc}$ | | | $S_{en}$ | | | $S_{pe}$ | | | $D_{sc}$ | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 胸骨 | 桡骨 | 颈动脉 | 胸骨 | 桡骨 | 颈动脉 | 胸骨 | 桡骨 | 颈动脉 | 胸骨 | 桡骨 | 颈动脉 |
| 本文 | 0.93 | 0.97 | 0.89 | 0.86 | 0.95 | 0.95 | 0.95 | 0.98 | 0.88 | 0.86 | 0.95 | 0.75 |
| 专家 | 0.99 | 0.98 | 0.98 | 0.97 | 0.95 | 0.97 | 0.99 | 0.99 | 0.99 | 0.97 | 0.96 | 0.97 |

2.3.2 与其他算法对比

将本文算法与活动轮廓模型[18]、霍夫变换+蛇模型[19]及基于深度学习的差积神经网络(convolutional neural network, CNN)算法[20]进行对比，分别对胸骨、桡骨及颈动脉的超声图像进行分割，并对分割结果进行中心线提取和量化分析，量化分析结果如图4及表2所示。

由图4可知，本文算法对于胸骨及桡骨超声图像的分割结果均优于其他3种算法；但是对于颈动脉血管图像的分割结果与霍夫变换+蛇模型各有优劣，CNN算法对于3类超声图像的分割结果则较差。

由表2可知，本文算法平均分割时间为2.57 s，小于活动轮廓与霍夫变换+蛇模型，CNN算法的分割时间最短，仅需0.5 s。

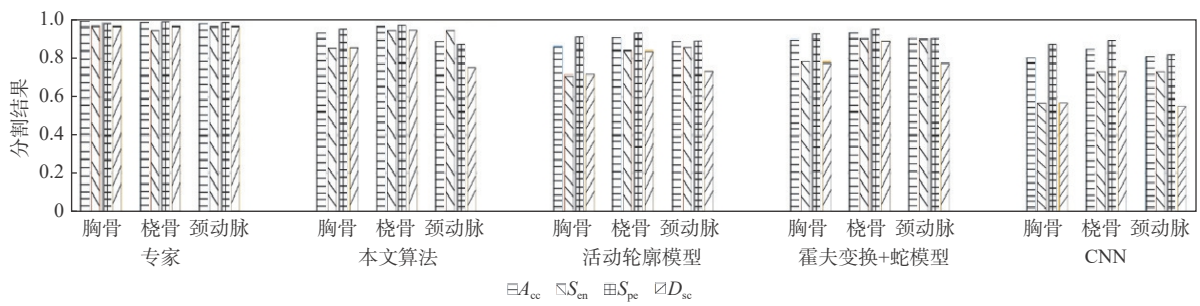



图4 各算法分割结果量化分析及对比

Fig. 4 Quantitative analysis and comparison of segmentation results of each algorithm

**表2 各算法平均运行时间**

**Table 2 Comparison of average running time of each algorithm** s

| 本文算法 | 活动轮廓模型 | 霍夫变换+蛇模型 | CNN算法 |
|---|---|---|---|
| 2.57 | 12.63 | 15.57 | 0.50 |

## 3 结 论

1) 在样本量相对不足的情况下，本文算法可以基本实现目标组织边缘的自动提取，需要人工干预较少，且可以在较短时间内得到清晰的目标组织边

缘。而活动轮廓模型及霍夫变换+蛇模型的算法需要人工设置初值, 并且分割过程花费时间较长。CNN 算法虽然分割时间短, 但其对样本量的依赖较大, 本文仅用每个类别 18 张超声图像对已经训练好的 CNN 进行微调, 因样本量不足而没有得到较为精确的分割结果。因此, 在临床实际应用中, 当待分割的超声图像样本量不足时, 本文算法可以实现短时间内的自动分割, 且可以得到优于其他算法的分割结果。

2) 本文仅验证了样本量较少时各算法的分割结果, 下一步会增加标注样本量, 对本文提到的各算法做进一步的对比和优化。本文算法利用的是目标组织边缘的对称特征, 形态学处理虽然可以填充一些较小的空洞, 但是当组织边缘出现较长缺失时, 其分割精度会受到较大影响。因此, 后续需要对本文算法进行进一步优化, 保证其对目标组织边缘缺失图像的分割精度。

## 参考文献（References）


[1] 傅向华. 2015年中国大陆冠心病介入数据发布[J]. 中国介入心脏病学杂志, 2016, 24(5): 276.
FU X H. Data release of coronary heart disease intervention in Chinese mainland in 2015[J]. Chinese Journal of Interventional Cardiology, 2016, 24(5): 276(in Chinese).

[2] 万明习. 生物医学超声学[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
WAN M X. Biomedical ultrasonics[M]. Beijing: Science Press, 2010 (in Chinese).

[3] CHEN D, COHEN L D, MIREBEAU J M. Vessel extraction using anisotropic minimal paths and path score[C]//2014 IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1570-1574.

[4] AMIR-KHALILI A, HAMARNEH G, PEYRAT J M, et al. Automatic segmentation of occluded vasculature via pulsatile motion analysis in endoscopic robot-assisted partial nephrectomy video[J]. Medical Image Analysis, 2015, 25(1): 103-110.

[5] SHIN S Y, LEE S, NOH K J, et al. Extraction of coronary vessels in fluoroscopic X-ray sequences using vessel correspondence optimization[C]//International Conference on Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention. Berlin: Springer, 2016: 308-316.

[6] LEE B, YAN J Y, ZHUANG T G. A dynamic programming based algorithm for optimal edge detection in medical images[C]//Proceedings International Workshop on Medical Imaging and Augmented Reality. Piscataway: IEEE Press, 2002: 193-198.

[7] 钱红莹. 基于改进Canny算子的医学图像边缘检测算法[J]. 软件导刊, 2019, 18(2): 45-48.
QIAN H Y. A medical image edge detection algorithm based on improved canny operator[J]. Software Guide, 2019, 18(2): 45-48(in Chinese).

[8] 侯格贤, 毕笃彦, 吴成柯. 图象分割质量评价方法研究[J]. 中国图象图形学报, 2000, 5(1): 39-43.
HOU G X, BI D Y, WU C K. Researches on evaluation methods for image segmentation[J]. Journal of Image and Graphics, 2000, 5(1): 39-43(in Chinese).

[9] CREMERS D, ROUSSON M, DERICHE R. A review of statistical approaches to level set segmentation: integrating color, texture, motion and shape[J]. International Journal of Computer Vision, 2007, 72(2): 195-215.

[10] LIU S F, WANG Y, YANG X, et al. Deep learning in medical ultrasound analysis: A review[J]. Engineering, 2019, 5(2): 261-275.

[11] AMIRI M, BROOKS R, RIVAZ H. Fine-tuning U-net for ultrasound image segmentation: Different layers, different outcomes[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2020, 67(12): 2510-2518.

[12] CHEN C, QIN C, QIU H, et al. Deep learning for cardiac image segmentation: A review[J]. Frontiers in Cardiovascular Medicine, 2020, 7: 25.

[13] CHEN Y R, LIU J, LUO X B, et al. ApodNet: Learning for high frame rate synthetic transmit aperture ultrasound imaging[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2021, 40(11): 3190-3204.

[14] AL CHANTI D, DUQUE V G, CROUZIER M, et al. IFSS-net: Interactive few-shot Siamese network for faster muscle segmentation and propagation in volumetric ultrasound[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2021, 40(10): 2615-2628.

[15] KOVESI P. Symmetry and asymmetry from local phase[C]//Tenth Australian Joint Conference on Artificial Intelligence, 1997: 190: 2-4.

[16] HACIHALILOGLU I, ABUGHARBIEH R, HODGSON A J, et al. Automatic adaptive parameterization in local phase feature-based bone segmentation in ultrasound[J]. Ultrasound in Medicine & Biology, 2011, 37(10): 1689-1703.

[17] YU Y J, ACTON S T. Speckle reducing anisotropic diffusion[J]. IEEE Transactions on Image Processing: A Publication of the IEEE Signal Processing Society, 2002, 11(11): 1260-1270.

[18] PETROUDI S, LOIZOU C, PANTZIARIS M, et al. Segmentation of the common carotid intima-media complex in ultrasound images using active contours[J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 2012, 59(11): 3060-3069.

[19] XU X Y, ZHOU Y, CHENG X Y, et al. Ultrasound intima-media segmentation using Hough transform and dual snake model[J]. Computerized Medical Imaging and Graphics, 2012, 36(3): 248-258.

[20] MENG C, SUN K, GUAN S Y, et al. Multiscale dense convolutional neural network for DSA cerebrovascular segmentation[J]. Neurocomputing, 2020, 373: 123-134.

# Vascular ultrasound image segmentation algorithm based on phase symmetry

GUAN Shaoya[1]，ZHANG Cheng[2]，MENG Cai[3, 4, *]，CAO Jianshu[1]，SUN Kai[5]，WANG Tianmiao[4, 6]

(1. School of Engineers，Beijing Institute of Petrochemical Technology，Beijing 102617，China；
2. School of Mechanical Engineering，Beijing Institute of Petrochemical Technology，Beijing 102617，China；
3. School of Astronautics，Beihang University，Beijing 100191，China；
4. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
5. School of Medicine，Tsinghua University，Beijing 100084，China；
6. School of Mechanical Engineering and Automation，Beihang University，Beijing 100191，China)

**Abstract**：Ultrasound imaging has become one of the common examination methods in clinical diagnosis due to its advantages of economical, portable, radiation-free, and real-time imaging. Vascular ultrasound imaging can not only reduce intraoperative radiation but also realize the preliminary judgment of vascular lesions outside the operating room, meeting the detection needs of patients unable to undergo digital subtraction angiography. Edges of target tissues in the ultrasonic image are relatively obvious. Comprehensively considering ultrasonic image characteristics and feature distribution, this paper selects a phase symmetry segmentation algorithm to segment the target tissue edges of ultrasound images after noise filtering. Morphological processing is used to optimize the edges of segmentation results. The advantages of the phase symmetry algorithm proposed in this paper are verified by comparing the segmentation results with traditional active contour algorithm and a deep learning model.

**Keywords**：ultrasonic imaging; image segmentation; noise reduction filtering; phase symmetry; deep learning

**Received**：2021-11-18；**Accepted**：2022-01-08；**Published Online**：2022-02-23 19：04

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220223.0856.001.html

**Foundation items**：National Natural Science Foundation of China (61873010,61533016)；China - Africa“Belt and Road” International Engineering, Technology, Education and Training cooperation (2021ZZGJB071529)； Cross-Disciplinary Science Foundation from Beijing Institute of Petrochemical Technology (BIPTCSF-016)

* **Corresponding author**. E-mail：tsai@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0708

# 涡轮叶片的网格参数化方法及其寿命可靠性优化

雷婧宇[1,*]，雷倩楠[2]，李红宾[1]，贾贝熙[3]

(1. 西安近代化学研究所，西安 710065；2. 西安航天动力试验技术研究所，西安 710100；3. 中国航空研究院，北京 100029)

**摘 要**：涡轮叶片的寿命可靠性优化对保障发动机安全，提高发动机使用寿命具有重要意义。传统的确定性优化由于没有考虑不确定性因素的影响，其结果往往导致结构可靠性低，严重威胁发动机的安全。针对复杂的含气膜孔几何变量的涡轮叶片几何构型，提出局部参数化网格变形方法，在关注的叶片前缘部分采用六面体网格，并利用局部网格变形法实现其参数化变形，其他部分采用四面体网格，以缩短其网格划分时间，提高其网格划分效率。所提方法实现了不确定条件下的含气膜孔几何变量涡轮叶片的寿命可靠性优化，在满足可靠性约束和几何约束的条件下，使得涡轮叶片基于不确定性的寿命均值提高了18.36%。

**关 键 词**：涡轮叶片；气膜孔；网格参数化；多模式耦合寿命；可靠性优化

**中图分类号**：V2

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2651-09

涡轮叶片处于高温环境中，受到离心力、气动压力、气流冲刷腐蚀等多种复杂的载荷作用，其失效模式多样且存在耦合现象。航空发动机发生的故障中，有20%都属于叶片故障[1]。发动机受到的载荷大部分为循环载荷，据统计，航空发动机中因结构疲劳发生的失效占所有失效事件的80%～90%[2]。影响涡轮叶片结构安全的因素众多，且往往具有不确定性，因此，对涡轮叶片进行不确定条件下的寿命可靠性设计优化十分重要。

1980年美国国家航空航天局的HOST计划开始，推动航空发动机基于不确定性的寿命预测和可靠性分析[3-4]。Teledyne CAE研究机构根据叶片的设计经验，提出涡轮叶片的寿命预测方法[5]：在给定工作状态下，结合材料的低周、高周疲劳试验数据及蠕变试验数据，对结构的危险部位进行疲劳、蠕变损伤估计，不确定性因素可以通过蒙特卡罗法进行模拟。在国内，文献[6]采用一次二阶矩法，对汽轮机叶片进行了不确定性可靠性评估；近年来基于代理模型的方法也逐渐应用到涡轮部件的可靠性分析中，文献[7]考虑参数随机性，通过响应面法对叶片进行动强度可靠性分析；文献[8]利用响应面法对涡轮叶片进行可靠性分析及灵敏度分析；文献[9]结合神经网络与果蝇优化算法，对涡轮叶片的低周疲劳寿命进行了稳健性设计。文献[10]利用克里金代理模型对不含气膜孔的单级涡轮叶片进行多学科可靠性优化。

复杂的含气膜孔几何变量的涡轮叶片寿命可靠性优化中，网格需要随几何变量改变，而可靠性优化中几何样本数量较大，因此，必须实现网格随几何变量的自动化生成。文献[11]利用B样条曲线生成机翼翼型的参数化网格，该网格为二维网格；文献[12]对二维网格进行参数化，其研究对象为叶片的翼型；文献[13]基于实心的叶片模型，采用网格变形技术，针对性地实现了结构网格向气动网格的传递，完成了涡轮叶片的多学科设计优化，该叶片不包含气膜孔结构；文献[14]对涡轮叶片的几何进行参数化设计，采用四面体网格划分；文献[15]深入研究了网格变形技术，针对涡轮叶片的壁厚生成参数化的六面体网格。该叶片构型比较简单，不

收稿日期：2021-11-24；录用日期：2022-03-14；网络出版时间：2022-05-09 16:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1146.003.html
*通信作者. E-mail：15829205876@163.com

*引用格式：雷婧宇，雷倩楠，李红宾，等. 涡轮叶片的网格参数化方法及其寿命可靠性优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2651-2659. LEI J Y，LEI Q N，LI H B，et al. A mesh parameterization method and life reliability-based optimization for turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2651-2659 (in Chinese).*

包含气膜孔结构，无法进行气膜孔几何变量的设计；文献[16]基于真实叶片结构对涡轮冷却叶片进行几何的参数化控制，并生成四面体网格；文献[10]通过网格自由变形技术实现流场网格与结构分析网格的协调变形，完成叶片翼型的多学科设计优化，其叶片构型简单，同样不包括气膜孔结构。

综述以上文献可知，涡轮叶片的网格参数化目前分为3类：

1）以翼型优化为目的的二维参数化网格。

2）网格模型为六面体参数化网格，但叶片几何构型简单，不含气膜孔结构。

3）网格模型为四面体非参数化网格，需要在几何变量改变后重新生成网格。

其中，二维模型和几何构型简单的叶片不包含气膜孔结构，无法针对涡轮叶片的气膜孔进行设计，而采用四面体网格划分的涡轮叶片一般数量比较庞大，重新生成网格耗时十分长，在气膜孔几何样本较多的情况下难以接受。

本文提出针对复杂的含气膜孔几何变量的涡轮叶片的局部网格变形方法，实现涡轮叶片的网格模型随气膜孔几何样本的自动化生成，并基于本文方法，实现含气膜孔几何变量的涡轮叶片的寿命可靠性优化。

## 1 网格参数化方法

### 1.1 几何模型与初始网格模型

图1为某型号含气膜孔涡轮叶片示意图，叶片为空腔结构，包含叶身、挡板、榫头结构，叶身内部有纵向、横向加强肋，冷却气流由榫头底部通入，经过冷气通道由叶身顶部的通气孔、尾部劈缝及叶身分布的多个气膜孔排出。

六面体网格具有计算精度高、网格数量少、抗畸变能力强、重构网格可重复性强等特点。对于需要变形的网格，六面体网格的可控性更强。但六面体网格在划分之前先需要对几何模型进行拓扑切分，对于含气膜孔的涡轮叶片，其几何构型复杂，含有多个气膜孔及加强肋结构，拓扑切分十分困难甚至会失败。图2为含气膜孔涡轮叶片的网格模型，由于几何变形发生在局部，其他大部分几何构型都不改变，对涡轮叶片发生几何变形的部分（本文中为分布在前缘的气膜孔）采用六面体网格，如图2(a)所示，孔周采用六面体包络的方法生成六面体网格，如图2(b)所示，其他部分采用几何适应性强且容易生成的四面体网格，如图2(c)所示。

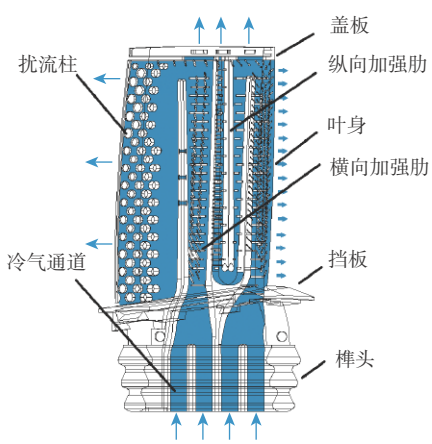
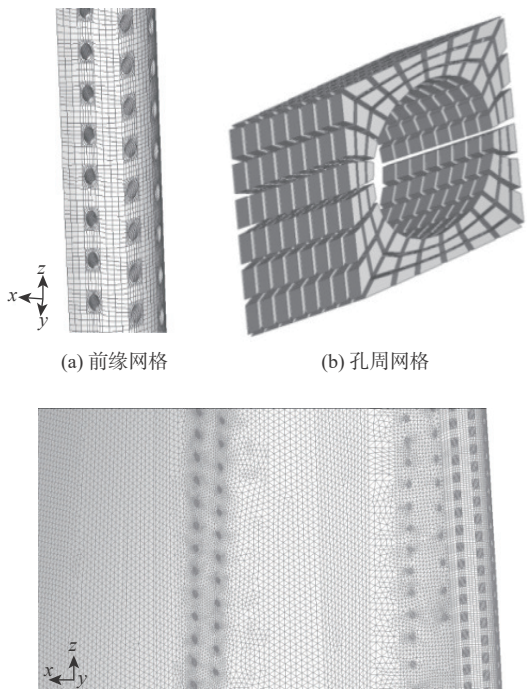



图1 含气膜孔涡轮叶片示意图

Fig. 1 Diagram of turbine blade with film hole




(a) 前缘网格 (b) 孔周网格

(c) 网格整体

图2 网格模型示意图

Fig. 2 Diagram of mesh model

有限元分析由ANSYS软件完成，本文利用ANSYS软件对所生成的网格模型进行质量检查。ANSYS软件对网格质量的检查指标包括长宽比、尺寸扭曲率、平行偏差、雅可比等，其检查结果如表1所示。

雅可比是检查网格质量，保证有限元计算最重

表1 ANSYS软件网格质量检查结果

Table 1 Results of mesh quality check from ANSYS software

| 检查指标 | 网格数量 | | | 占比/%（低质量+畸形） |
|---|---|---|---|---|
| | 检查总数 | 低质量 | 畸形 | |
| 长宽比 | 2 283 364 | 24 | 0 | 0 |
| 平行偏差 | 188 393 | 10 | 0 | 0.01 |
| 最大角度 | 2 283 364 | 201 | 0 | 0.01 |
| 雅可比 | 2 283 364 | 0 | 0 | 0 |
| 翘曲因子 | 188 393 | 0 | 0 | 0 |
| 合计 | 2 283 364 | 235 | 0 | 0.01 |

要的一项指标。理想单元的雅可比为 1, 偏离 1 越远, 该网格质量越差。一般来讲, 雅可比达到 0.6 以上则认为网格质量良好。对所生成网格的雅可比进行单独检查, 雅可比的值均大于 0.6, 无低质量网格。而其他检查指标中网格质量良好, 无畸形网格。

### 1.2　局部网格变形技术

为了使得叶片的网格模型随几何特征参数化改变, 需要对网格进行参数化控制。本文提出局部参数化网格变形方法, 对叶片前缘的气膜孔进行参数化变形, 图 3 为参数化区域的示意图。

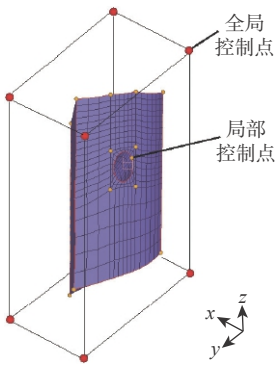



图 3　参数化区域示意图

Fig. 3　Diagram of parametrized region

本文方法通过节点移动实现网格随模型的几何特征变化, 将需要变形的网格嵌入参数空间中来控制网格变形。该方法在参数空间中建立局部坐标系, 将待变形网格的所有节点的全局坐标系映射到该局部坐标系中, 即每个节点的全局坐标与局部坐标一一对应。移动参数空间的控制点, 对网格进行变形, 再通过变形后网格节点在局部坐标中的新坐标逆映射获得其全局坐标, 完成网格变形。

局部参数化网格变形有 2 个要素:

1) 选择局部参数化的区域。几何特征改变后会对局部区域的网格造成拉伸或挤压, 容易生成低质量的网格甚至导致网格畸变。因此, 所选的局部参数化区域必须包含且比几何特征变化的范围更大, 以保证网格质量。

2) 建立合理的控制点。控制点将所要变形的网格划分为若干个控制区域, 网格变形通过参数化空间的控制点实现, 建立合理的控制点是实现网格随几何特征变形所必要的步骤。控制点有 2 类: ①全局控制点。全局控制点的移动会影响整个变形区域的网格; ②局部控制点。局部控制点的移动只对与其相连的控制区域造成影响。控制区域内的网格变形程度随着网格节点到控制点的距离增加而减少。

对涡轮叶片前缘气膜孔的局部参数化过程如下:

1) 确定变形区域, 将变形区域的网格嵌入六面体晶格中, 这些网格即构成了参数化区域, 如图 3 所示(图 3 以一个孔作为示例)。

2) 将六面体晶格的 8 个顶点作为全局控制点。包络孔的六面体拓扑块的 8 个顶点及六面体拓扑块在前缘内、外表面的面对角线与孔的交点(在前缘内、外表面各选择 1 个, 共 2 个)作为局部控制点。

由于在打孔设计平面上, 孔的投影为圆形, 六面体拓扑块的投影为正方形, 因此, 打孔设计平面上正方形的顶点、正方形对角线与圆形的交点与前缘内、外表面的局部控制点是对应的。

本文中保持全局控制点不动, 局部控制点随几何变量改变。设孔的设计半径为 $r$, 设计平面(基准面)上孔的圆心 $C$ 坐标为$(x_C,y_C,z_C)$, 打孔方向矢量 $\boldsymbol{V}=[x_V,y_V,z_V]$, 平移方向矢量为$\boldsymbol{W}=[x_W,y_W,z_W]$, 正方形 4 个顶角的方向矢量为 $\boldsymbol{W}_i=[x_{W_i},y_{W_i},z_{W_i}]$, $i=1,2,3,4$; 4 个顶点的坐标分别为 $(x_{D_i},y_{D_i},z_{D_i})$, $i=1,2,3,4$; 正方形对角线与圆形的 4 个交点 $S_i$ 坐标分别为$(x_{S_i},y_{S_i},z_{S_i})$, $i=1,2,3,4$。矢量$\boldsymbol{W}$和$\boldsymbol{W}_1$的夹角为$\theta$, 孔相对于初始位置的移动距离为 $d$, 正方形边长为 $S$。打孔方向矢量、平移方向矢量及正方形的顶点如图 4 所示, 正方形对角线与圆形的交点如图 5 所示。确定几何变化后的基准面控制点坐标的过程如下:

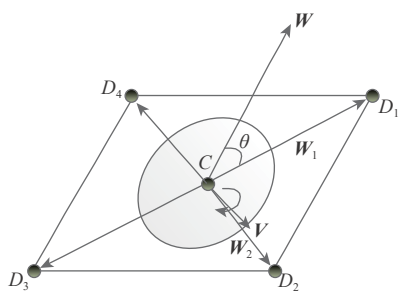



图 4　正方形顶角示意图

Fig. 4　Diagram of the corner of square

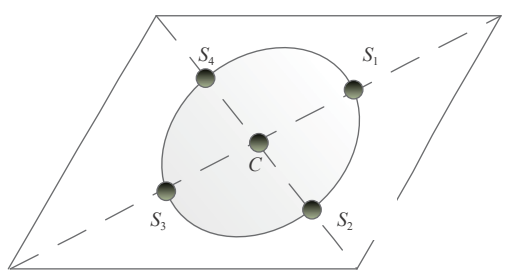



图 5　正方形对角线与圆形交点示意图

Fig. 5　Diagram of intersections

1）将孔的移动方向矢量$\boldsymbol{V}$归一化为$\boldsymbol{V}_{\mathrm{n}}=[x_{V_{\mathrm{n}}},y_{V_{\mathrm{n}}},z_{V_{\mathrm{n}}}]$，如下：

$$\begin{cases}x_{V_{\mathrm{n}}}=\dfrac{x_V}{\sqrt{x_V^2+y_V^2+z_V^2}}\\ y_{V_{\mathrm{n}}}=\dfrac{y_V}{\sqrt{x_V^2+y_V^2+z_V^2}}\\ z_{V_{\mathrm{n}}}=\dfrac{z_V}{\sqrt{x_V^2+y_V^2+z_V^2}}\end{cases}\tag{1}$$

2）确定移动后的圆心坐标$C'$的坐标$(x_{C'},y_{C'},z_{C'})$为

$$\begin{cases}x_{C'}=x_C+dx_{V_{\mathrm{n}}}\\ y_{C'}=y_C+dy_{V_{\mathrm{n}}}\\ z_{C'}=z_C+dz_{V_{\mathrm{n}}}\end{cases}\tag{2}$$

3）利用式(3)计算正方形4个顶角的方向向量：

$$\begin{cases}\boldsymbol{W}_1=\boldsymbol{W}\cos\theta+(\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{W})\boldsymbol{V}(1-\cos\theta)+(\boldsymbol{V}\times\boldsymbol{W})\sin\theta\\ \boldsymbol{W}_2=\boldsymbol{W}\cos\left(\theta+\dfrac{\pi}{2}\right)+(\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{W})\boldsymbol{V}\left(1-\cos\left(\theta+\dfrac{\pi}{2}\right)\right)+(\boldsymbol{V}\times\boldsymbol{W})\sin\left(\theta+\dfrac{\pi}{2}\right)\\ \boldsymbol{W}_3=\boldsymbol{W}\cos(\theta+\pi)+(\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{W})\boldsymbol{V}(1-\cos(\theta+\pi))+(\boldsymbol{V}\times\boldsymbol{W})\sin(\theta+\pi)\\ \boldsymbol{W}_4=\boldsymbol{W}\cos\left(\theta+\dfrac{3\pi}{2}\right)+(\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{W})\boldsymbol{V}\left(1-\cos\left(\theta+\dfrac{3\pi}{2}\right)\right)+(\boldsymbol{V}\times\boldsymbol{W})\sin\left(\theta+\dfrac{3\pi}{2}\right)\end{cases}\tag{3}$$

4）计算正方形的顶点坐标，如下：

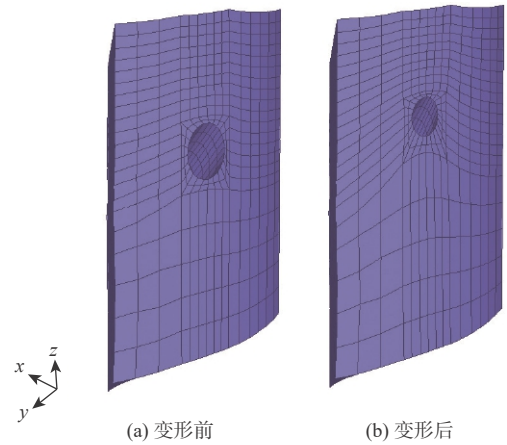
$$\begin{cases}x_{D_1}=x_{C'}+\sqrt{2}S/2x_{W_1},x_{D_2}=x_{C'}+\sqrt{2}S/2x_{W_2}\\ y_{D_1}=y_{C'}+\sqrt{2}S/2y_{W_1},y_{D_2}=y_{C'}+\sqrt{2}S/2y_{W_2}\\ z_{D_1}=z_{C'}+\sqrt{2}S/2z_{W_1},z_{D_2}=z_{C'}+\sqrt{2}S/2z_{W_2}\\ x_{D_3}=x_{C'}+\sqrt{2}S/2x_{W_3},x_{D_4}=x_{C'}+\sqrt{2}S/2x_{W_4}\\ y_{D_3}=y_{C'}+\sqrt{2}S/2y_{W_3},y_{D_4}=y_{C'}+\sqrt{2}S/2y_{W_4}\\ z_{D_3}=z_{C'}+\sqrt{2}S/2z_{W_3},z_{D_4}=z_{C'}+\sqrt{2}S/2z_{W_4}\end{cases}\tag{4}$$

5)计算正方形对角线与圆形的交点，其坐标计算如下：

$$\begin{cases}x_{S_1}=x_{C'}+rx_{W_1},x_{S_2}=x_{C'}+rx_{W_2}\\ y_{S_1}=y_{C'}+ry_{W_1},y_{S_2}=y_{C'}+ry_{W_2}\\ z_{S_1}=z_{C'}+rz_{W_1},z_{S_2}=z_{C'}+rz_{W_2}\\ x_{S_3}=x_{C'}+rx_{W_3},x_{S_4}=x_{C'}+rx_{W_4}\\ y_{S_3}=y_{C'}+ry_{W_3},y_{S_4}=y_{C'}+ry_{W_4}\\ z_{S_3}=z_{C'}+rz_{W_3},z_{S_4}=z_{C'}+rz_{W_4}\end{cases}\tag{5}$$

图6为将孔上移0.3 mm，孔半径缩小30%的网格变形图。可见，网格变形程度随网格节点与控制点的距离增大而减小。

变形前后雅可比检查结果如图7所示。可见，变形后的网格雅可比均大于0.6，网格质量较高，能够满足有限元计算的网格质量要求。




(a) 变形前　(b) 变形后

图6　网格变形图

Fig. 6　Diagram of mesh deformation

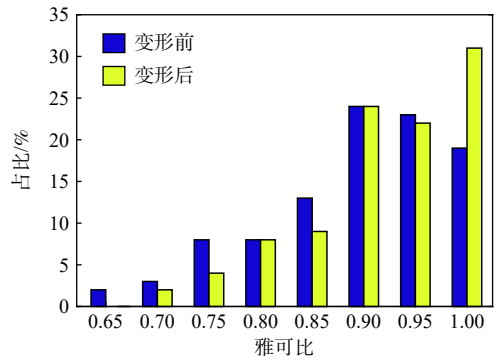



图7　变形前后雅可比检查结果

Fig. 7　Detection results of Jacobi before and after deformation

## 2　涡轮叶片的有限元分析

本文涡轮叶片采用DZ125合金材料，其弹性模量等材料属性的参数值在叶型剖面的2个正交方向上相同，而与叶型剖面垂直方向的参数值则不同。同时，DZ125合金的弹性模量、泊松比、线膨胀系数等参数值会随着温度的升高而变化，为了方便表述，将叶型剖面的2个正交方向记为横向，与叶型剖面垂直的方向记为纵向，DZ125合金的材料属性如表2所示。

叶片的工作状态由发动机载荷谱来确定。通过对某型号发动机的受载情况进行统计处理，其3个典型循环载荷谱如表3所示。

在3种工作状态下对涡轮叶片进行有限元分析。为了简化有限元分析过程，将流场等效为气动力和气动力矩，对叶片施加温度载荷、气动力载荷、离心载荷，并进行热力耦合分析，获得叶片校核点处的结构响应。最大状态下叶身温度场分布如图8所示，叶腹、叶身顶部、叶身底部及前缘最底

**表 2　DZ125 合金的材料属性**

**Table 2　Material properties of DZ125 alloy**

| 温度$T$/℃ | 弹性模量$E$/GPa | | 泊松比$\nu$ | | 剪切模量$G$/GPa | | 线膨胀系数$\alpha$/℃$^{-1}$ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 横向 | 纵向 | 横向 | 纵向 | 横向 | 纵向 | 横向 | 纵向 |
| 20 | 176.5 | 127.0 | 0.26 | 0.410 | 70.0 | 107.0 | 12.27 | 12.45 |
| 500 | 161.5 | 112.5 | 0.27 | 0.410 | 63.5 | 101.5 | 13.03 | 13.26 |
| 600 | 151.5 | 108.5 | 0.27 | 0.415 | 59.5 | 97.5 | 13.39 | 13.53 |
| 700 | 145.5 | 104.5 | 0.29 | 0.430 | 56.5 | 92.5 | 13.91 | 14.04 |
| 800 | 139.5 | 102.0 | 0.29 | 0.430 | 52.5 | 90.5 | 14.43 | 14.55 |
| 900 | 135.0 | 97.0 | 0.3 | 0.435 | 52.0 | 89.0 | 14.96 | 15.06 |
| 1 000 | 123.0 | 89.0 | 0.31 | 0.450 | 46.5 | 72.5 | 15.84 | 16.02 |

| 温度$T$/℃ | 密度$\rho$/(kg·m$^{-3}$) | 热导率$\lambda$/(W·(m·℃)$^{-1}$) | 屈服强度$\sigma_{0.2}$/MPa | | 拉伸极限$\sigma_b$/MPa | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 横向 | 纵向 | 横向 | 纵向 |
| 20 | | | 840 | 985 | 1 090 | 1 320 |
| 500 | | 14.99 | | | | |
| 600 | | 16.79 | | | | |
| 700 | 8 570 | 17.96 | 775 | 930 | 975 | 1 220 |
| 800 | | 19.63 | 785 | 933 | 933 | 1 130 |
| 900 | | 19.51 | 665 | 580 | 808 | 850 |
| 1 000 | | 19.43 | 420 | 395 | 560 | 575 |

注: 下标$b$表示抗拉强度。

**表 3　发动机典型循环载荷谱**

**Table 3　Typical cycle load spectrum of the aeroengine**

| 工作循环 | 工作转速/(r·min$^{-1}$) | 每900 h循环次数 | 每周运行时间/min |
|---|---|---|---|
| 启动-最大-停车 | 0,21 842,0 | 1 014 | 53.25 |
| 慢车-最大-慢车 | 11 125,21 842,11 125 | 1 190 | 3.80 |
| 巡航-最大-巡航 | 13 357,21 842,13 357 | 1 053 | 0.33 |

端气膜孔的局部应力云图如图 9 所示。

叶片高应力区出现在叶身根部, 由于应力集中现象, 位于叶身根部附近的气膜孔应力较高, 发生塑性变形, 因此, 以前缘最底部气膜孔的应力集

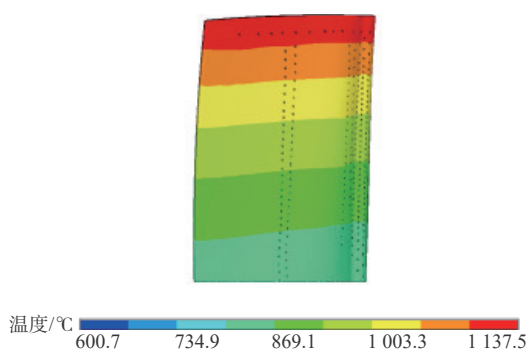



图 8　最大工作状态叶身温度分布

Fig. 8　Temperature distribution of turbine blade in the maximum working condition

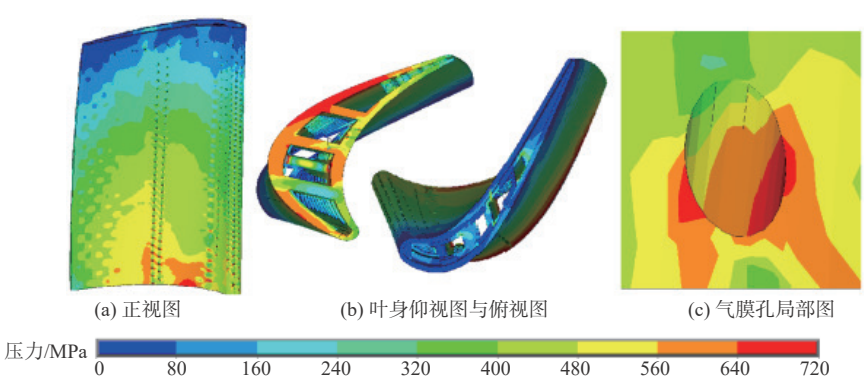



图 9　最大工作状态下的应力云图

Fig. 9　Stress field in the maximum working condition

中区域作为校核点，其结构响应如表4所示。可以看到，相较于慢车状态和巡航状态，最大状态下的最大等效应力和总应变都是最高的，需要更为关注。

**表4 叶片校核点处的热力耦合分析响应**

**Table 4 Thermal-mechanical response at the check point of the turbine blade**

| 工作状态 | 转速/(r·min$^{-1}$) | 温度$T$/℃ | 最大等效应力$\sigma$/MPa | 总应变$\varepsilon$ |
|---|---|---|---|---|
| 最大状态 | 21 842 | 817.307 5 | 796.075 2 | 0.011 1 |
| 慢车状态 | 11 125 | 659.808 7 | 352.165 4 | 0.002 7 |
| 巡航状态 | 13 357 | 663.506 6 | 461.846 8 | 0.003 6 |

周期性的激振力会导致涡轮叶片高周疲劳。涡轮叶片受到的激振力主要来自于发动机周期性转动产生的激振、涡轮盘传递给叶片的激振及气流产生的激振等。激振力会引起叶片弯曲、扭转，因此，需要进一步对涡轮叶片进行振动分析。

在ANSYS软件中对涡轮叶片进行固有频率分析，并以热力耦合分析中产生的应力作为预应力，对其进行无阻尼的谐响应分析，校核点处的振动应力如表5所示。可以看到，3种工作状态下涡轮叶片都没有发生共振，相比慢车状态和巡航状态，最大状态下的最大等效振动应力更大。

**表5 叶片校核点处的振动响应**

**Table 5 Vibration response at the check point of the turbine blade**

| 工作状态 | 转速/(r·min$^{-1}$) | 激振频率/Hz | 最大等效振动应力$\sigma$/MPa |
|---|---|---|---|
| 最大状态 | 21 842 | 5 096.466 7 | 178.324 1 |
| 慢车状态 | 11 125 | 2 595.833 3 | 15.368 2 |
| 巡航状态 | 13 357 | 3 116.633 3 | 17.164 3 |

## 3 涡轮叶片的寿命可靠性优化

对涡轮叶片的寿命可靠性优化是在满足结构可靠性要求的前提下，寻找使得涡轮叶片寿命均值最大的设计变量。涡轮叶片的寿命可靠性优化模型为

$$\begin{cases}\text{Find } \mu(r)\quad d\\ \text{Max } \mu(N)=\min\left[\mu(N_{\text{LC}}),\mu(N_{\text{LH}})\right]\\ \text{s.t.}\begin{cases}0.15\leqslant\mu(r)\leqslant0.22\\ -0.3\leqslant d\leqslant0.3\\ P_r(\min[N_{\text{LC}},N_{\text{LH}}]>N^*)\geqslant98\%\end{cases}\end{cases}\tag{6}$$

式中：$r$为气膜孔半径，为随机设计变量；$d$为气膜孔相对于初始位置的上下移动距离，为确定性设计变量；$N_{\text{LC}}$、$N_{\text{LH}}$和$N$分别为涡轮叶片的低周-蠕变寿命、低周-高周疲劳寿命和总复合寿命；$N^*$为涡轮叶片寿命的阈值；$\mu(\cdot)$为均值算子；$P_r(\cdot)$为概率算子。

定义函数：

$$\begin{cases}f_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=\mu(N_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X}))\\ f_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=\mu(N_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X}))\\ g_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=N_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})-N^*\\ g_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=N_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})-N^*\\ f(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=\\ \min\{f_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X}),f_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})\}\\ g(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})=\\ \min\{g_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X}),g_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})\}\end{cases}\tag{7}$$

式中：$f_{\text{LC}}$、$f_{\text{LH}}$和$f$分别为涡轮叶片的低周-蠕变寿命、低周-高周疲劳寿命和总复合寿命的计算函数；$g_{\text{LC}}$、$g_{\text{LH}}$和$g$分别为以$N^*$为寿命阈值时，低周-蠕变、低周-高周和总复合模式下的功能函数；$\boldsymbol{X}$为随机变量矢量，包括各工作状态下的屈服强度、发动机转速及寿命辅助变量。

由此，式(7)的优化模型可以由式(8)重新建立：

$$\begin{cases}\text{Find } \mu(r)\quad d\\ \text{Max } f(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})\\ \text{s.t.}\begin{cases}0.15\leqslant\mu(r)\leqslant0.22\\ -0.3\leqslant d\leqslant0.3\\ P_r(g(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})>0)\geqslant98\%\end{cases}\end{cases}\tag{8}$$

寿命可靠性优化模型中包含了4类变量：①确定性设计变量$d$；②随机设计变量$r$；③随机设计变量的分布参数$\mu(r)$；④随机变量矢量$\boldsymbol{X}$。

随机变量矢量$\boldsymbol{X}$中屈服强度和发动机转速的均值分别如表2和表3所示，假设各随机变量服从正态分布，变异性为1%。寿命辅助变量$u_{\text{L}}$、$u_{\text{H}}$、$u_{\text{C}}$均服从标准正态分布。

一般对式(8)的求解需要内层进行可靠性分析，外层求解最优设计变量，计算量较大。本文采用完全解耦法，通过建立失效概率与设计变量$\mu(r)$和$d$之间的关系，从而将可靠性优化过程转化为确定性优化过程[17]，解除其内层的可靠性分析与外层的优化设计嵌套耦合。为了进一步提高可靠性优化的效率，减小有限元模型的调用次数，利用Kriging代理模型[18]分别建立$f_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})$、$f_{\text{LH}}(\mu(r)r,d,\boldsymbol{X})$、$g_{\text{LC}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})$、$g_{\text{LH}}(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})$与设计变量之间的关系，再进一步求解$f(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})$和$g(\mu(r),r,d,\boldsymbol{X})$。涡轮叶片利用代理模型进行寿命可靠性设计优化的流程图如图10所示，完全解耦法建立代理模型的流程图如图11所示。

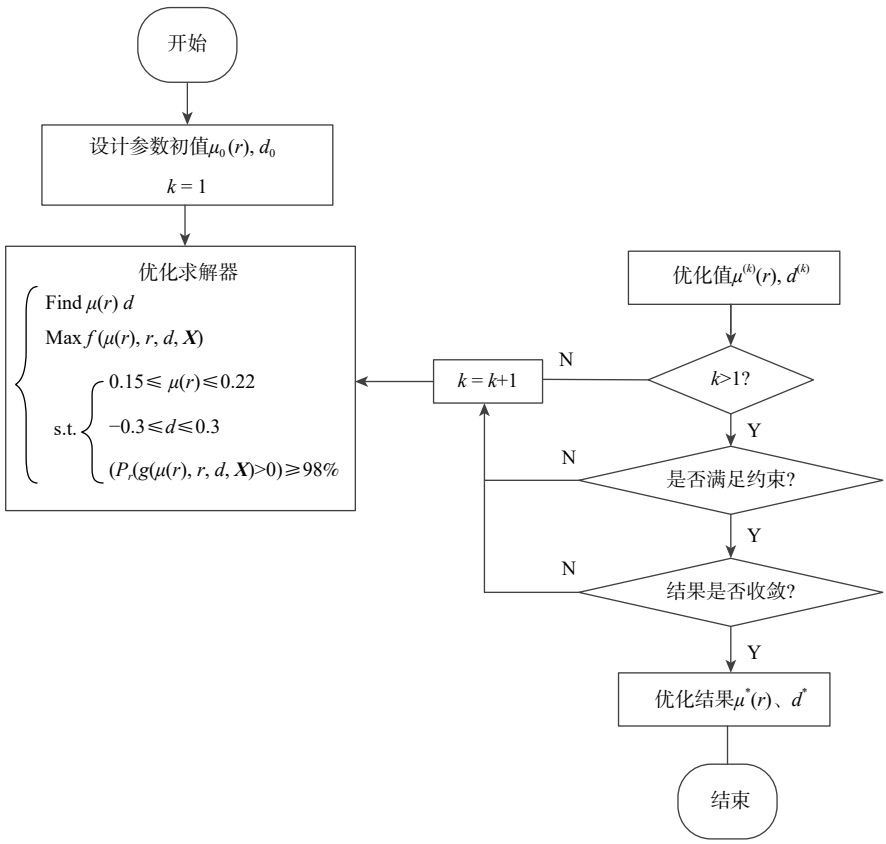



图 10　寿命可靠性设计优化的流程图

Fig. 10　Flow chart of life reliability-based design optimization

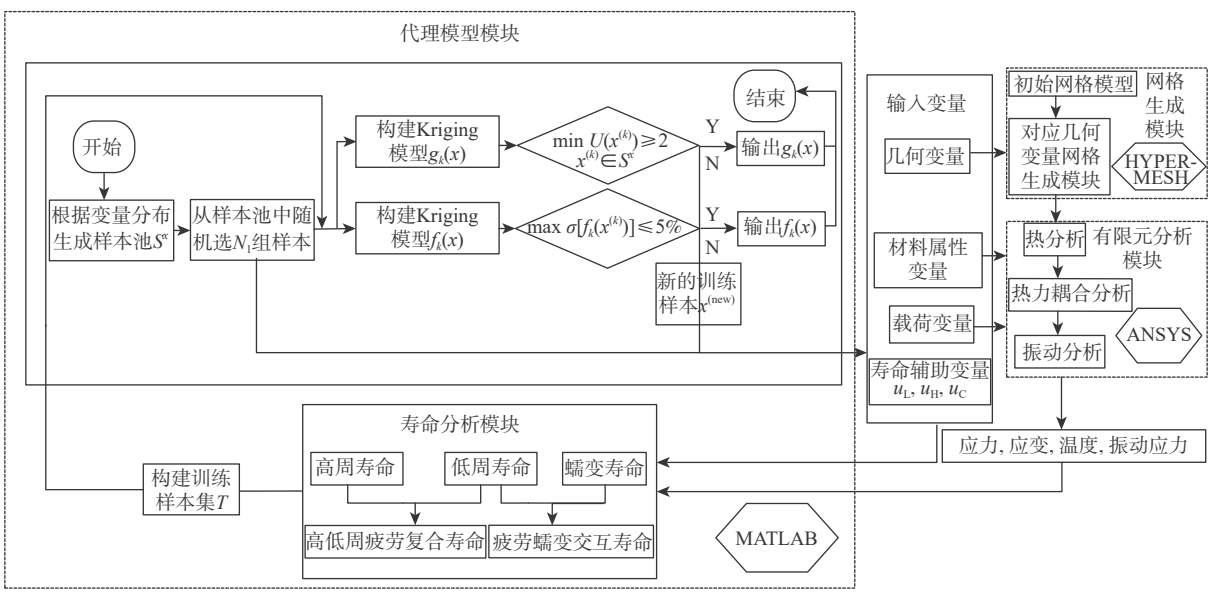



图 11　完全解耦法建立代理模型的流程图

Fig. 11　Flow chart of the surrogate model using full decoupling method

表 6 为涡轮叶片寿命可靠性优化结果。在满足可靠度约束和几何尺寸约束的条件下, 使涡轮叶片寿命均值最大的气膜孔几何变量取值为: 孔半径均值$\mu(r)=0.214$ mm, 孔相对于初始位置向上移动的距离$d=0.199$ mm, 相比优化前的气膜孔几何参数, 涡轮叶片的寿命均值提高了 18.36%。

**表 6　涡轮叶片寿命可靠性优化结果**

**Table 6　Life reliability-based optimization results for turbine blade**

| 类型 | $r$/mm | $d$/mm | $\mu(N)$ |
|---|---|---|---|
| 初值 | 0.215 | 0 | 13 081 |
| 优化值 | 0.214 | −0.199 | 15 483 |

## 4 结 论

1)本文方法能够避免在基于不确定性的可靠性优化迭代过程中反复生成大量的网格,且变形前后网格质量良好。

2)本文方法能够极大地缩短网格生成时间,提高网格划分效率,进一步缩短涡轮叶片的寿命可靠性优化的计算时间。

3)通过确定性有限元分析,找到了涡轮叶片的校核点,即位于叶身前缘最底部的气膜孔应力集中区域。基于本文方法,实现了不确定条件下的含气膜孔几何变量涡轮叶片的寿命可靠性优化,在满足可靠性约束和几何约束的条件下,获得了使涡轮叶片寿命均值最大的最优设计变量,使得涡轮叶片基于不确定性的寿命均值提高了18.36%。

## 参考文献(References)


[1] 赵福星, 李伟. 国产涡喷发动机叶片断裂故障排故实践[C]//航空发动机叶片故障及预防研讨会论文集, 2005: 144-148.
ZHAO F X, LI W. Practice on fracture failure troubleshooting for domestic turbojet engine blades[C]//Proceedings of Aeroengine Blade Failure and Prevention Seminar, 2005: 144-148(in Chinese).

[2] 王卫国. 轮盘低循环疲劳寿命预测模型和试验评估方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
WANG W G. Research on prediction model for disc LCF life and experiment assessment methodology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese).

[3] SOKOLOWSKI D E. Toward improved durability in advanced aircraft engine hot sections[C]//Proceedings of the Thirty-third ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York: ASME, 1988

[4] JUVINALL R C. Engineering considerations of stress, strain, and strength[M]. New York: McGraw-Hill, 1967.

[5] LEWIS B L, BECKWITH L R. A unified approach to turbine blade life prediction[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 1982.

[6] 段巍, 安利强, 徐飞. 基于随机有限元——一次二阶矩法的汽轮机叶片可靠度计算[J]. 华北电力大学学报, 2004, 31(3): 104-107.
DUAN W, AN L Q, XU F. Reliability calculation of steam turbine blade based on SFEM and mean-variance method[J]. Journal of North China Electric Power University, 2004, 31(3): 104-107(in Chinese).

[7] 段巍, 王璋奇. 基于响应面方法的汽轮机叶片静动频概率设计及敏感性分析[J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(20): 12-17.
DUAN W, WANG Z Q. Probability design of static frequency and dynamic frequency for steam turbine blade and sensitivity analysis based on the response surface method[J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(20): 12-17(in Chinese).

[8] 费成巍, 白广忱. 航空发动机涡轮叶片径向变形的概率分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(1): 17-20.
FEI C W, BAI G C. Probabilistic analysis of turbine blade radial deformation for aeroengine[J]. Aeroengine, 2012, 38(1): 17-20(in Chinese).

[9] 周平, 白广忱. 基于神经网络与果蝇优化算法的涡轮叶片低循环疲劳寿命健壮性设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1013-1018.
ZHOU P, BAI G C. Robust design of turbine-blade low cycle fatigue life based on neural networks and fruit fly optimization algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1013-1018(in Chinese).

[10] 李磊, 李宏林, 杨子龙, 等. 基于网格参数化变形的单级涡轮多学科可靠性设计优化[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1764-1772.
LI L, LI H L, YANG Z L, et al. Reliability based multidisciplinary design optimization of single turbine stage based on parameterized mesh deformation[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1764-1772(in Chinese).

[11] TRUONG A H, OLDFIELD C A, ZINGG D W. Mesh movement for a discrete-adjoint newton-krylov algorithm for aerodynamic optimization[J]. AIAA Journal, 2008, 46(7): 1695-1704.

[12] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 58-61.
ZHOU Z G. Optimization of high subsonic axial compressor blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 58-61(in Chinese).

[13] 李立州, 王婧超, 韩永志, 等. 基于网格变形技术的涡轮叶片变形传递[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2101-2104.
LI L Z, WANG J C, HAN Y Z, et al. Displacement transfer with the mesh deformation method in multidisciplinary optimization of turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2101-2104(in Chinese).

[14] 史振. 燃气涡轮叶片复合冷却结构参数化设计与数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
SHI Z. Parametric design and numerical research of gas turbine cooling structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (in Chinese).

[15] 杨帆. 基于网格参数化的涡轮冷却叶片可靠性多学科设计优化[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
YANG F. Multidisciplinary design optimization of turbine cooling blade reliability based on grid parameterization[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese).

[16] 岳孟赫, 刘勇, 刘闯, 等. 涡轮冷却叶片参数化造型与网格自动生成[J]. 航空发动机, 2017, 43(6): 15-20.
YUE M H, LIU Y, LIU C, et al. Parameterized molding design and grid auto-generation for cooling turbine blade[J]. Aeroengine, 2017, 43(6): 15-20(in Chinese).

[17] 凌春燕, 吕震宙, 员婉莹. 失效概率函数求解的高效算法[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(3): 159-167.
LING C Y, LYU Z Z, YUAN W Y. Efficient method for failure probability function[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(3): 159-167(in Chinese).

[18] ECHARD B, GAYTON N, LEMAIRE M. AK-MCS: An active learning reliability method combining kriging and monte carlo simulation[J]. Structural Safety, 2011, 33(2): 145-154.

# A mesh parameterization method and life reliability-based optimization for turbine blade

LEI Jingyu[1, *], LEI Qiannan[2], LI Hongbin[1], JIA Beixi[3]

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institue, Xi'an 710065, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
3. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China)

**Abstract**: The optimization of the life reliability of turbine blades is of great significance for the safety and service life improvement of aeroengines. The traditional deterministic optimization method does not consider the influence of uncertain factors, which tends to cause low structural reliability, seriously threatening the safety of the aeroengine. Thus, this paper focuses on the life reliability-based optimization of the turbine blade in uncertain environments. A local mesh deformation method is proposed for the turbine blade with geometric variables of the film hole to realize mesh parameterization. Based on the proposed method, the life reliability-based optimization of the turbine blade with film hole geometric variables is achieved under uncertain conditions. With satisfying reliability constraints and geometric constraints, the average lifetime value of turbine blades based on uncertainty is increased by 18.36%.

**Keywords**: turbine blade; film hole; mesh parameterization; multi-model coupling life; reliability-based optimization

**Received**: 2021-11-24; **Accepted**: 2022-03-14; **Published Online**: 2022-05-09 16:57
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1146.003.html
* **Corresponding author**. E-mail: 15829205876@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0710

# 热气防冰系统热载荷及引气流量制度分析

王柳[1]，曾腾辉[1]，任哲钒[2]，章涛[1]，黄平[3]，卜雪琴[3,*]

(1. 中国航空工业集团公司 武汉航空仪表有限责任公司，武汉 430074；2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院，上海 201210；3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

**摘　　要**：飞机机翼热气防冰系统设计主要包括防冰热载荷计算、笛形管设计、防冰腔设计和防冰系统验证。以某客机机翼为例，在机翼防冰热载荷计算的基础上，分析热载荷及溢流水蒸发率结果，获得防冰引气量需求，进一步提出防冰系统随高度变化的引气流量制度，确定防冰系统严酷状态设计点。采用欧拉-欧拉两相流方法计算水滴运动和表面水滴撞击特性，建立考虑溢流水流动相变的机翼表面的能量平衡方程，计算分析机翼表面的防冰热载荷和溢流水的蒸发率。分析结果表明：同一飞行与结冰气象条件下，在防冰表面温度2～15 ℃范围，热载荷随着表面温度近似以线性增加；为满足防冰要求，高度较低时的状态对应的表面温度设计值较大；引气流量制度随高度变化分为3个阶段：高度小于5 594.9 m时，单边流量为0.91 kg/s；高度大于6 705.0 m时，单边流量为0.59 kg/s；中间高度对应流量采取两者线性插值方式。研究结果为热气防冰系统的笛行管设计及校核提供支撑。

**关 键 词**：机翼；热气防冰系统；热载荷；设计状态点；引气流量制度

**中图分类号**：V244.1+5

**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2660-09

飞机在结冰气象条件下飞行时，气流环境中的过冷水滴撞击到机翼表面，会发生局部结冰现象[1-2]。机翼结冰会改变机翼外形，造成气动边界层紊乱，导致飞行阻力增加，操纵性、稳定性下降，结冰情况严重时甚至会导致飞行事故[3-5]。为了防止机翼结冰对飞行安全造成影响，通常设置防冰系统对机翼表面进行防冰。

飞机防冰系统主要分为热气防冰系统[6-8]和电热防冰系统[9]。由于热气防冰系统的原理简单且可靠性较高，目前大型飞机机翼基本都采用热气防冰系统。从发动机压气机引出高温高压气体，通过阀门调节压力和流量、预冷器调节供气温度，经由引气管道输送至防护区域，通过笛形管的开孔喷出，冲击防护部件的内表面，以射流的方式加热防护区域，使防护表面的撞击水完全蒸发或少部分向后流出[10]。热气防冰系统的设计先需要解决热载荷的计算问题，准确的热载荷结果，可以对后续防冰系统引气流量、笛形管和防冰腔结构的初步设计提供依据。

防冰热载荷的计算需要确定防冰系统所期望达到的防冰效果[11]，即对防冰系统的防冰要求。一般而言防冰系统分为干态防冰和湿态防冰。对于机翼或发动机进气道等部件，一般要求能满足干态防冰，即防冰表面的撞击水能够在防护区域内完全蒸发。如可用能量不足以满足干态防冰的防护要求，也可将系统设计为湿态防冰系统[12-13]，即允许少量液态水流出防护区域。这2种防冰方法都需要假定表面平均温度[14]，计算得到从表面散失的热量，即为防冰热载荷，同时判断是否有水溢流出防护区域。

收稿日期：2021-11-24；录用日期：2022-03-27；网络出版时间：2022-04-08 10:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220407.1806.002.html
*通信作者. E-mail：buxueqin@buaa.edu.cn

*引用格式：王柳，曾腾辉，任哲钒，等. 热气防冰系统热载荷及引气流量制度分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2660-2668. WANG L，ZENG T H，REN Z F，et al. Analysis of heat load and bleed air schedule for hot air anti-icing system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2660-2668（in Chinese）.*

由于防冰系统设计涉及内容较多, 无法在一篇文章中描述清楚, 因此, 针对民用客机机翼热气防冰系统设计分为 2 部分。第 1 部分为防冰热载荷计算及引气流量制度分析; 第 2 部分为笛形管设计及校核。本文主要介绍第 1 部分, 以热气防冰系统设计为目的, 开展机翼水滴撞击特性计算、防冰热载荷和溢流水计算, 在此基础上对热载荷和溢流水结果进行分析, 根据防冰设计要求, 确定表面温度设计值和严酷状态点, 并结合实际, 制定防冰系统的引气流量制度。研究结果为后续防冰系统笛形管的设计提供重要依据。

# 1　数学模型与计算方法

## 1.1　计算理论模型

水滴撞击特性及防冰热载荷计算包括: 外部空气流场计算、外部水滴场及撞击特性计算、防冰热载荷计算[15]。首先, 根据飞行及气象状态计算空气流场及与飞机表面的对流换热; 然后, 在空气流场计算结果的基础上采用欧拉方法计算外部水滴流场, 得到局部水收集系数、撞击极限等结果; 最后, 设置表面防冰温度, 计算结冰气象条件下的防冰热载荷和溢流水情况。

### 1.1.1　两相流场控制方程

由于水滴含量较少, 这里考虑为空气-水滴单向耦合, 即空气单向作用于水滴流场。空气场计算不在此赘述, 水滴连续性方程和动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\mathrm{w}}\alpha_{\mathrm{w}})+\nabla\cdot(\rho_{\mathrm{w}}\alpha_{\mathrm{w}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}})=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\mathrm{w}}\alpha_{\mathrm{w}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}})+\nabla\cdot(\rho_{\mathrm{w}}\alpha_{\mathrm{w}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}})\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}}=K(\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}}) \tag{2}$$

式中: $\nabla$表示求散度; $\alpha_{\mathrm{w}}$为水滴的相对容积分数; $\rho_{\mathrm{w}}$为水滴密度; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}}$为水滴速度; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$为空气速度; $K$为空气-水滴动量交换系数, 表达式为

$$K=\frac{18\alpha_{\mathrm{w}}\mu_{\mathrm{a}}f}{d_{\mathrm{w}}^2} \tag{3}$$

其中: $\mu_{\mathrm{a}}$为空气的动力黏度; $d_{\mathrm{w}}$为水滴直径; $f$为阻力函数, 表达式为

$$f=\frac{C_D Re}{24} \tag{4}$$

式中: $C_D$为阻力系数, 表达式为

$$C_D=\begin{cases}24(1+0.15Re^{0.687})/Re & Re\leqslant 1\,000\\ 0.44 & Re>1\,000\end{cases} \tag{5}$$

其中: $Re$为相对雷诺数, 表达式为

$$Re=\frac{\rho_{\mathrm{a}}|\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{w}}|d_{\mathrm{w}}}{\mu_{\mathrm{a}}} \tag{6}$$

式中: $\rho_{\mathrm{a}}$为空气密度。

为了求水滴撞击机翼表面的撞击量, 需要求解水滴的收集系数。局部水收集系数指单个控制容积内实际撞击壁面的水量与最大可能撞击壁面的水量的比值, 是一个无量纲参数, 用$\beta$表示。欧拉法计算局部水收集系数计算式为

$$\beta=\frac{|\boldsymbol{u}_{\mathrm{w,s}}\cdot\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}|\,\alpha_{\mathrm{w,s}}}{|u_\infty|\,\alpha_\infty} \tag{7}$$

式中: $u_\infty$为远场水滴速度; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{w,s}}$为水滴撞击到壁面时的当地速度; $\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}$为壁面法向单位矢量; $\alpha_{\mathrm{w,s}}$和$\alpha_\infty$分别为壁面局部水滴容积分数和远场处的水滴容积分数。

### 1.1.2　防冰热载荷计算模型

防冰热载荷计算采用 Messinger 模型[16], 防冰系统表面的热流示意图如图 1 所示。散热热流密度有: 对流换热热流密度$\dot{q}''_{\mathrm{c}}$, 蒸发散热热流密度$\dot{q}''_{\mathrm{evap}}$, 加热收集水所需热流密度$\dot{q}''_{\mathrm{w}}$; 加热热流密度有: 水滴动能转换的热流密度$\dot{q}''_{\mathrm{k}}$, 气动加热热流密度$\dot{q}''_{\mathrm{v}}$。

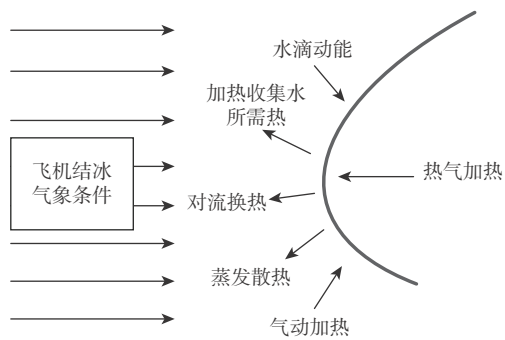



图 1　防冰系统表面的热流示意图

Fig. 1　Schematic of heat flux on anti-icing surface

1) 对流换热热流密度

由于外界空气和物体表面之间存在温度差, 且空气绕壁面流动, 故存在对流换热; 同时气体在机翼表面滞止时, 气体微团的动能变成热能, 使气体温度升高, 存在气动加热热流。传热学中一般将气动加热和对流换热合在一起考虑。对流换热热流密度的计算式为

$$\dot{q}''_{\mathrm{c}}=h_{\mathrm{s}}(T_{\mathrm{s}}-T_{\mathrm{rec}}) \tag{8}$$

式中: $h_{\mathrm{s}}$为对流换热系数; $T_{\mathrm{s}}$为表面温度; $T_{\mathrm{rec}}$为恢复温度, 计算式为

$$T_{\mathrm{rec}}=T_\infty\left(1+0.9\frac{r-1}{2}Ma^2\right) \tag{9}$$

式中: $T_\infty$为来流温度; $r=1.4$为气体的比热容比; $Ma$为马赫数。

2) 蒸发散热热流密度

当气流流过湿表面时, 由于表面温度$T_{\mathrm{s}}$高于附面层外边界上的温度$T_{\mathrm{e}}$, 因此, 紧贴湿表面的空气

层中水蒸汽的浓度比附面层边界上空气中水蒸汽的浓度高，引起水分子的从浓度高处向浓度低处扩散，即水分子由表面层向附面层边界扩散，而附面层外边界上水汽又被气流带走，因此，蒸发过程是在一定浓度差下的水分子扩散的过程。水分子不断地由湿表面向外运动，形成了热湿表面与外界气流的质量和能量的交换。

蒸发散热热流密度的计算式为

$$\dot{q}''_{\mathrm{evap}} = \dot{m}''_{\mathrm{evap}} i_{\mathrm{lv}} \tag{10}$$

式中：$\dot{m}''_{\mathrm{evap}}$为蒸发质量流率；$i_{\mathrm{lv}}$为蒸发潜热。

表面的蒸发冷却及蒸发传质量的计算采用传热传质比拟，即 Chilton-Colburn 比拟理论。蒸发传质的质量流量计算式为

$$\dot{m}''_{\mathrm{evap}} = \frac{h_{\mathrm{s}}}{c_p}\left(\frac{Pr}{Sc}\right)^{2/3}\frac{M_{\mathrm{v}}}{M_{\mathrm{air}}}\left[\frac{p_{\mathrm{v,sat}}(T_{\mathrm{w}}) - p_{\mathrm{v,e}}}{p_{\mathrm{e}} - p_{\mathrm{v,e}}}\right] \tag{11}$$

其中：$Pr$为普朗特数；$M_{\mathrm{v}}$和$M_{\mathrm{air}}$分别为水蒸汽和空气的分子质量；$c_p$为空气定压比热容；$p_{\mathrm{v,sat}}(T_{\mathrm{w}})$为当地溢流水温下的饱和水蒸汽压力；$p_{\mathrm{e}}$为附面层外边界处空气总压；$p_{\mathrm{v,e}}$为附面层外边界处的当地水蒸汽压力；$Sc$为施密特数，物理意义为动量扩散与质量扩散之比，表达式为

$$Sc = \frac{\nu}{D} = \frac{\mu_{\mathrm{a}}}{\rho_{\mathrm{a}} D} \tag{12}$$

其中：$\nu$为空气的运动黏度；$D$为扩散系数。

饱和水蒸汽压力的计算式为

$$\begin{cases} p_{\mathrm{v,sat}}(T) = 6\,894.7\exp\left(20.152\,471\,67 - \dfrac{11\,097.169\,63}{1.8T}\right) & T < 273.15 \\ p_{\mathrm{v,sat}}(T) = 6\,894.7\exp\left(14.565\,946\,34 - \dfrac{7\,129.219\,482}{1.8T - 72}\right) & T \geqslant 273.15 \end{cases} \tag{13}$$

根据道尔顿分压原理，附面层外边界处的水蒸汽压力计算式为

$$p_{\mathrm{v,e}} = p_{\mathrm{e}}\frac{p_{\mathrm{v,sat}}(T_\infty)}{p_\infty}\varphi_\infty \tag{14}$$

式中：$p_\infty$为远场空气压力；$\varphi_\infty$为远场相对湿度，本文认为 $\varphi_\infty$=1。

3）加热收集水所需热流密度

撞击到壁面的水，从远场环境温度升高到防冰表面温度，加热收集水所需热流密度的计算式为

$$\dot{q}''_{\mathrm{w}} = \dot{m}''_{\mathrm{imp}} c_{\mathrm{p,w}}(T_{\mathrm{s}} - T_\infty) \tag{15}$$

式中：$\dot{m}''_{\mathrm{imp}}$为撞击水的质量流量；$c_{\mathrm{p,w}}$为水的比热容。撞击水的质量的计算式为

$$\dot{m}_{\mathrm{imp}} = \beta u_\infty A S_{\mathrm{LWC}} \tag{16}$$

式中：$A$为撞击表面面积；$S_{\mathrm{LWC}}$为来流液态水含量。

4）水滴动能转换的热流密度

水滴动能转换的热流密度计算式为

$$\dot{q}''_{\mathrm{k}} = \dot{m}''_{\mathrm{imp}}\frac{{u_\infty}^2}{2} \tag{17}$$

### 1.1.3 防冰表面控制方程

防冰系统工作时，表面温度高于 273.15 K，撞击的水升温并蒸发，没有蒸发的往气流流动方向溢流，在表面形成水膜。

对于任一控制体积（control volume, CV）内，进出该控制体积的质量项如图 2 所示，其守恒方程为

$$\dot{m}_{\mathrm{in}} + \dot{m}''_{\mathrm{imp}} A = \dot{m}''_{\mathrm{evap}} A + \dot{m}_{\mathrm{out}} \tag{18}$$

式中：$\dot{m}_{\mathrm{in}}$和$\dot{m}_{\mathrm{out}}$分别为流进和流出控制容积的水的质量流量，kg/s。防冰热载荷计算设置的表面温度为均一温度且高于 273.15 K，故此处不考虑结冰。

对于任一控制体积内，进出该控制体积的能量项如图 3 所示。根据能量守恒定律及前面的各项热流计算模型，可得到当防冰表面温度为 $T_{\mathrm{s}}$ 时的外部防冰热载荷计算式为

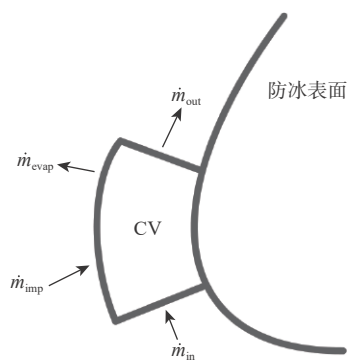



图 2 防冰表面控制容积的质量守恒

Fig. 2 Mass conservation of control volume on anti-icing surface

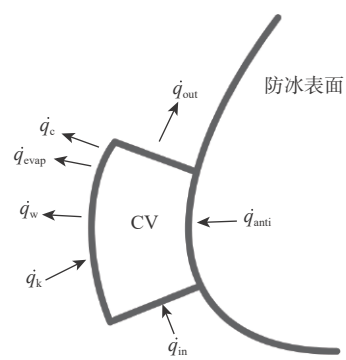



图 3 防冰表面控制容积的能量守恒

Fig. 3 Energy conservation of control volume on anti-icing surface

$$\dot{q}''_{\text{anti}} = \dot{q}''_{\text{c}} + \dot{q}''_{\text{evap}} + \dot{q}''_{\text{w}} - \dot{q}''_{\text{k}} - \dot{q}''_{\text{in}} + \dot{q}''_{\text{out}} = h_{\text{s}}(T_{\text{s}} - T_{\text{rec}}) + \dot{m}''_{\text{evap}} i_{\text{lv}} + \dot{m}''_{\text{imp}} c_{\text{p,w}}(T_{\text{s}} - T_{\infty}) - \dot{m}''_{\text{imp}} \frac{U_{\infty}^2}{2} - \frac{\dot{m}_{\text{in}}}{A} c_{\text{p,w}}(T_{\text{in}} - T_{\text{ref}}) + \frac{\dot{m}_{\text{out}}}{A} c_{\text{p,w}}(T_{\text{out}} - T_{\text{ref}}) \quad (19)$$

式中: $T_{\text{ref}}$ = 273.15 K为参考温度。

### 1.2　计算方法

1) 外部空气流场采用 Transition 剪切应力输运(shear stress transport,SST) 湍流模型, 外部远场采用压力远场边界条件, 飞机表面采用等温边界条件, 方程的求解采用 Simple 算法, 方程的离散采用二阶迎风格式。外部流场的计算可得到外部空气流场的对流换热系数结果。

2) 水滴撞击特性计算方法采用欧拉-欧拉方法。从水滴撞击特性结果中可以导出水滴的局部收集系数。

3) 防冰热载荷计算考虑了外部对流换热、蒸发散热、气动加热、水滴动能转变的能量、溢流水流入控制体带来能量、溢流水流出控制体带走能量。

4) 将整个防冰区域的热载荷进行表面积分, 得到防护区域内防冰热载荷总值。

5) 将整个防冰区域的撞击水流率和蒸发水流率分别进行表面积分, 得到防护区内的撞击水流量和蒸发水流量。

## 2　设计对象与要求

### 2.1　计算模型

计算针对飞机机翼来开展外部流动及水滴撞击特性计算, 几何模型如图 4 所示, Slat1～Slat4 为热防护区域。忽略机身对机翼流场的影响, 网格划分时仅针对单侧机翼进行划分, 以节省计算消耗。

网格划分结果如图 5 和图 6 所示, 整个流体域采用六面体的结构化网格。在机翼壁面附近进行网格加密, 网格总数为 6 143 323。

### 2.2　计算条件

结合中国民航规章 25 部附录 C 中连续最大结冰条件和实际飞行包线, 选取不同飞行条件下不同气象条件的状态点。

将所有状态点表示在高度-环境的结冰包线(来源中国民航规章 25 部附录 C 中连续最大结冰条件)中, 所选状态点几乎涵盖了所有飞行高度。

### 2.3　设计要求

由于上表面结冰对飞机危害相对较大, 针对此次机翼热气防冰系统设计的要求如下: 上表面无溢流水流出防护区域, 下表面允许有溢流水, 且表面溢流水量不高于撞击水量的 20%, 即表面蒸发率(蒸发量与撞击水量的比值)不低于 80%。

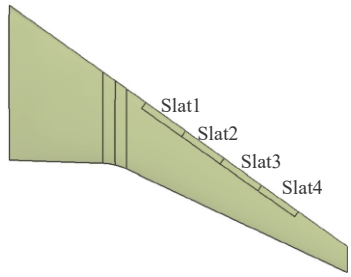



图 4　机翼几何模型

Fig. 4　Geometric model of wing

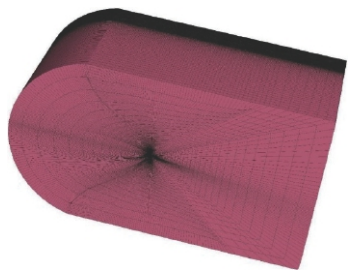


图 5　整体网格

Fig. 5　Global mesh

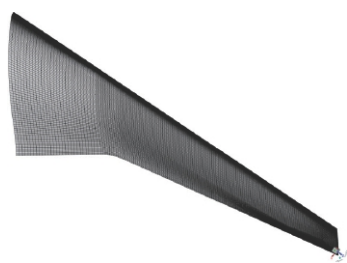


图 6　机翼表面网格

Fig. 6　Mesh on wing surface

## 3　计算结果与分析

对于表 1(具体参数表)中的各个状态点, 先均取表面温度值为 10 ℃, 计算得出热载荷值和表面撞击水的蒸发率, 判断是否满足设计要求, 如不满足则改变表面温度再次计算, 直至满足防冰设计要求。

图 7 为状态点在结冰包线中的分布。

分析满足防冰设计要求的热载荷, 根据其随高度的变化, 分析防冰引气流量及其随高度的变化规律, 进一步得到引气流量制度, 并确定防冰系统设计状态点, 为后续防冰系统笛形管的设计提供数据。

### 3.1　数据处理方法

当计算得到机翼表面各个控制单元内的溢流水和热载荷结果后, 对防护区表面单元进行积分即可得到整个机翼防护区的总的防冰热载荷数据。

表1 飞行与结冰条件

Table 1 Flight and icing conditions

| 编号 | 高度/m | 温度/℃ | 迎角/(°) | 速度/(m·s$^{-1}$) | $L_{MVD}$/μm | $S_{LWC}$/(g·m$^{-3}$) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Case1 | 450 | −4.70 | 4.80 | 118.10 | 20 | 0.54 |
| Case2 | 550 | −3.60 | 4.90 | 103.40 | 20 | 0.56 |
| Case3 | 950 | −4.90 | 4.70 | 121.10 | 20 | 0.53 |
| Case4 | 1 250 | −4.50 | 4.80 | 116.10 | 20 | 0.54 |
| Case5 | 1 550 | −5.20 | 4.70 | 124.60 | 20 | 0.53 |
| Case6 | 1 850 | −4.80 | 4.80 | 119.50 | 20 | 0.53 |
| Case7 | 2 150 | −3.30 | 6.30 | 99.60 | 20 | 0.56 |
| Case8 | 2 250 | −4.10 | 4.80 | 110.50 | 20 | 0.55 |
| Case9 | 2 450 | −3.80 | 6.20 | 106.70 | 20 | 0.55 |
| Case10 | 2 450 | −5.20 | 4.70 | 125.10 | 20 | 0.53 |
| Case11 | 2 850 | −4.30 | 4.80 | 113.90 | 20 | 0.54 |
| Case12 | 3 150 | −5.00 | 4.80 | 121.80 | 20 | 0.53 |
| Case13 | 3 250 | −3.50 | 8.00 | 102.90 | 20 | 0.56 |
| Case14 | 3 450 | −4.60 | 4.80 | 117.50 | 20 | 0.54 |
| Case15 | 3 750 | −5.30 | 4.70 | 125.70 | 20 | 0.52 |
| Case16 | 4 050 | −3.20 | 7.80 | 97.30 | 20 | 0.57 |
| Case17 | 4 450 | −5.60 | 4.40 | 143.00 | 24 | 0.42 |
| Case18 | 5 250 | −10.45 | 8.00 | 116.90 | 20 | 0.42 |
| Case19 | 5 450 | −11.76 | 7.80 | 112.20 | 20 | 0.39 |
| Case20 | 5 550 | −12.42 | 7.90 | 105.00 | 20 | 0.38 |
| Case21 | 5 950 | −15.04 | 8.30 | 118.40 | 20 | 0.32 |
| Case22 | 6 050 | −15.70 | 7.80 | 107.50 | 20 | 0.30 |
| Case23 | 6 705 | −20.00 | 9.00 | 119.10 | 20 | 0.21 |
| Case24 | 4 850 | −14.20 | 0.80 | 206.00 | 20 | 0.34 |
| Case25 | 5 595 | −12.71 | 1.10 | 200.80 | 22 | 0.37 |
| Case26 | 6 050 | −15.90 | 0.70 | 218.00 | 20 | 0.30 |
| Case27 | 6 705 | −20.00 | 0.70 | 225.00 | 20 | 0.21 |
| Case28 | 5 400 | −13.40 | 0.80 | 211.60 | 21 | 0.34 |

注: $L_{MVD}$为平均水滴尺寸。

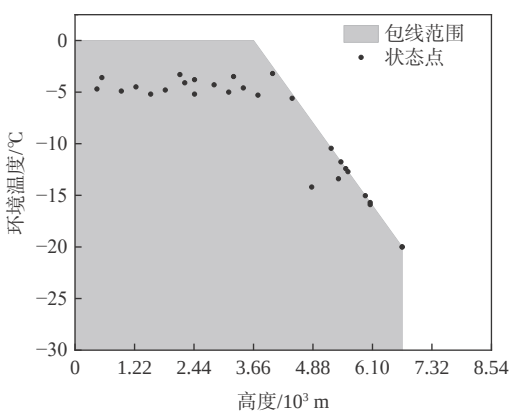



图7 状态点在结冰包线中的分布

Fig. 7 Distribution of operating points in icing envelope

以Case1的计算结果为例阐述热载荷和溢流水结果的数据处理流程。缝翼防护区表面溢流水质量流量的分布如图8所示，上表面后缘没有溢流水流出，而下表面有少量溢流水流出。分别对缝翼防护区的撞击水和蒸发水质量流率的计算结果进行表面积分，得到撞击水质量流量为14.98 g/s、蒸发水质量流量为12.40 g/s，用蒸发水质量流量除以撞击水质量流量，即可得到防护区表面溢流水的蒸发率为82.76%。

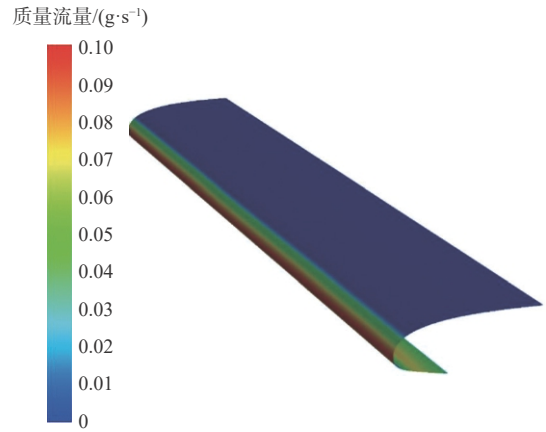



图8 溢流水结果云图

Fig. 8 Contours of runback water

机翼热载荷分布如图9所示，机翼前缘防冰区域内热载荷较大。由于上表面后缘没有溢流水，上表面防冰热载荷主要为机翼表面同外界气流环境之间的对流散热，没有蒸发散热，所以防冰热载荷较小；下表面还有部分溢流水流出，所以下表面还存在蒸发散热使得热载荷较上表面的大。对整个缝翼防护区表面积分得到防护区表面防冰热载荷为76.9 kW。

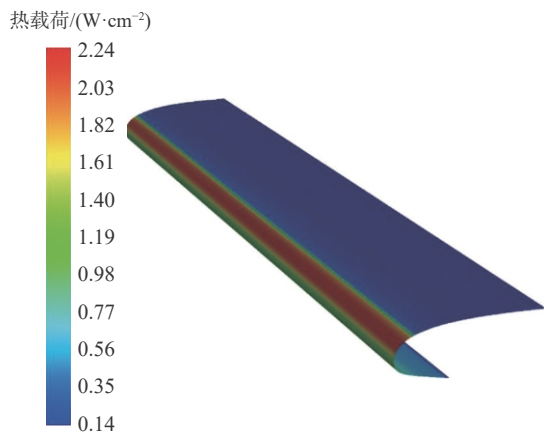



图9 防冰热载荷云图

Fig. 9 Contours of anti-icing heatload

### 3.2 相同表面温度时各状态点的结果分析

表面温度10 ℃时，各状态点的防冰热载荷和蒸发率结果如表2所示。

根据状态点(见表1)，前面17个Case的环境温度变化不大，但是从图10中可以看见Case2、Case7、Case9、Case13、Case16这几个点(见图10中

表 2　表面温度 10℃ 时热载荷和蒸发率结果

Table 2　Results of thermal load and evaporation rate at surface temperature of 10 ℃

| 编号 | 高度/ft | 表面温度/℃ | 热载荷/kW | 蒸发率/% |
|---|---|---|---|---|
| Case1 | 450 | 10 | 66.6 | 78.5 |
| Case2 | 550 | 10 | 57.8 | 80.8 |
| Case3 | 950 | 10 | 66.0 | 76.8 |
| Case4 | 1 250 | 10 | 63.6 | 77.8 |
| Case5 | 1 550 | 10 | 67.1 | 75.6 |
| Case6 | 1 850 | 10 | 63.9 | 76.9 |
| Case7 | 2 150 | 10 | 51.1 | 88.5 |
| Case8 | 2 250 | 10 | 59.1 | 77.7 |
| Case9 | 2 450 | 10 | 54.9 | 86.0 |
| Case10 | 2 450 | 10 | 66.2 | 74.6 |
| Case11 | 2 850 | 10 | 59.9 | 76.7 |
| Case12 | 3 150 | 10 | 64.1 | 75.4 |
| Case13 | 3 250 | 10 | 48.2 | 97.5 |
| Case14 | 3 450 | 10 | 61.6 | 75.6 |
| Case15 | 3 750 | 10 | 65.4 | 73.7 |
| Case16 | 4 050 | 10 | 44.9 | 97.5 |
| Case17 | 4 450 | 10 | 60.9 | 69.5 |
| Case18 | 5 250 | 10 | 64.1 | 97.9 |
| Case19 | 5 450 | 10 | 64.0 | 99.0 |
| Case20 | 5 550 | 10 | 60.8 | 99.5 |
| Case21 | 5 950 | 10 | 67.4 | 99.6 |
| Case22 | 6 050 | 10 | 64.1 | 99.6 |
| Case23 | 6 705 | 10 | 67.1 | 99.8 |
| Case24 | 4 850 | 10 | 106.2 | 87.7 |
| Case25 | 5 595 | 10 | 113.4 | 80.4 |
| Case26 | 6 050 | 10 | 106.8 | 91.0 |
| Case27 | 6 705 | 10 | 100.1 | 99.7 |
| Case28 | 5 400 | 10 | 106.9 | 84.7 |

注: 上表面后缘无溢流水流出。

圆形点)的热载荷明显要低于其他点。分析其原因是这几个状态点温度稍高、速度稍低, 从计算结果来看这几个状态点的水滴收集系数较小, 使得对流散热相对小, 且加热撞击水到相同表面温度所需要的能量减少, 所以这几个状态点下机翼表面的热载荷相对较低。

随着高度的升高, 环境温度逐渐降低, Case18～Case23(见图 10 中正三角点)的环境温度都在 −10 ℃ 以下, 这时使防护区表面维持 10 ℃ 时需要的能量较圆形状态点来说更高。从表 2 中的结果来看, Case18～Case23 的蒸发率均超过了 97%, 表明此时接近干态防冰, 也说明其大部分能量通过蒸发散热损耗。在实际防冰系统设计过程中, 如果环境温度较低(高度较高)时, 可以使防护区表面温度低于 10 ℃, 这样在满足上表面没有溢流水出流的

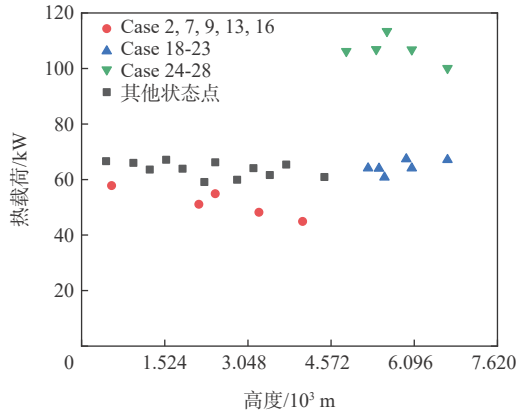



图 10　表面温度为 10 ℃ 时的热载荷随高度变化

Fig. 10　Heatload changes with altitude ($T$ = 10 ℃)

同时可以降低蒸发率, 从而大大降低热载荷和引气需求, 同时也能满足防冰要求。

Case24～Case28 这几个状态点(见图 10 中倒三角点)的特点是速度相对很大, 迎角较小。速度大使得液态水的撞击量大, 从计算结果数据中发现这几个工况的撞击水量是前面的 2 倍左右, 同时速度大时对流散热和蒸发散热也随之增大, 所以在相同的表面温度下, 这几个状态点的热载荷明显高出其他状态点很多。

### 3.3　满足防冰要求的表面温度值及结果分析

根据表 2 的计算结果, 可以发现有些状态点没有达到 80% 蒸发率的要求, 而有些状态点蒸发率远高于 80%, 因此, 对每个状态点进行不同表面温度值的防冰热载荷和溢流水的计算, 以期获得最佳表面温度设计值。取 Case3 为代表工况, 计算不同表面温度时的热载荷和溢流水, 结果比较如表 3 所示。

表 3　不同表面温度时的热载荷和蒸发率结果 (Case3)

Table 3　Results of heatload and evaporation rate at different surface temperatures (Case3)

| 表面温度/℃ | 热载荷/kW | 蒸发率/% | 备注 |
|---|---|---|---|
| 2 | 27.2 | 63.1 | 上表面有少量溢流水流出 |
| 5 | 41.9 | 68.6 | 上表面无溢流水流出 |
| 8 | 56.2 | 73.2 | 上表面无溢流水流出 |
| 10 | 66.0 | 76.8 | 上表面无溢流水流出 |
| 12 | 75.9 | 80.8 | 上表面无溢流水流出 |
| 13 | 80.9 | 83.0 | 上表面无溢流水流出 |
| 15 | 91.2 | 87.8 | 上表面无溢流水流出 |

图 11 为 Case3 工况下热载荷和表面温度的关系, 可以看出在表面温度 2～15℃ 范围内, 热载荷随着表面温度近似呈线性增加, 所以在满足防冰设计要求的前提下, 要尽可能降低防护区的表面温度, 以降低热载荷。图 12 为 Case3 工况下蒸发率随表面温度的变化图, 可以看出蒸发率随着表面温度

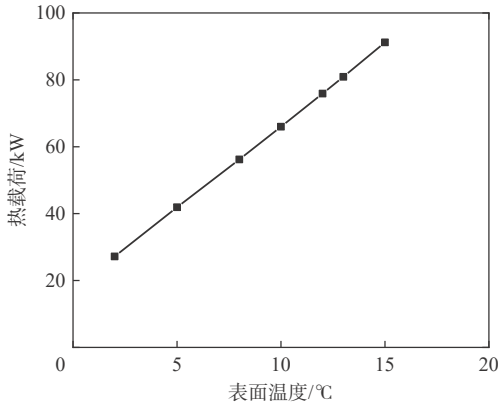



图 11 热载荷与表面温度之间的关系 (Case3)

Fig. 11 Relationship between heatload and surface temperature (Case3)

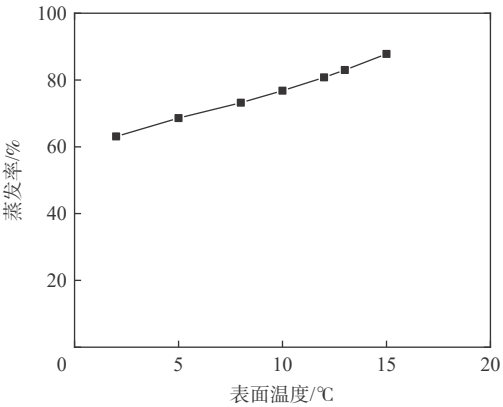



图 12 蒸发率与表面温度关系 (Case3)

Fig. 12 Relationship between evaporation rate and surface temperature (Case3)

增加也近似呈线性增加。当表面温度为 12 ℃ 时，蒸发率达到了 80.8%，已满足设计要求，所以 Case3 状态点的表面温度值只要大于 12 ℃ 即能满足防冰要求。

其他状态点结果随表面温度的变化与此状态点的类似，在满足防冰设计要求的前提下，热载荷或蒸发率与表面温度呈线性增加关系，因此，在满足防冰需求的同时，表面温度越低则防冰热载荷越小，所需引气量越小，从而不浪费能源。

最终得到表 1 中各状态点在满足防冰要求时的表面温度设计值、飞机单侧机翼防护区对应的热载荷和蒸发率，结果见表 4。可以看出，总体趋势是海拔较低时的状态选取的表面温度较高，如 Case1～Case17；海拔升高后的状态选取的温度较低，如 Case18～Case28。这是因为海拔低时环境温度虽然相对高，但是液态水含量比较高，为了保证蒸发率不低于 80%，因此，所需要的表面温度设计值会较高。

将表 4 中所有 Case 在各自表面温度设计值下的防冰热载荷与其高度的关系绘制图，如图 13 所示。

表 4 满足防冰需求的表面温度设计值

Table 4 Design value of surface temperature to meet anti-icing requirements

| 编号 | 高度/m | 表面温度/℃ | 热载荷/kW | 蒸发率/% |
|---|---|---|---|---|
| Case1 | 450 | 12 | 76.9 | 82.8 |
| Case2 | 550 | 10 | 57.8 | 80.8 |
| Case3 | 950 | 12 | 75.9 | 80.8 |
| Case4 | 1 250 | 12 | 73.1 | 81.9 |
| Case5 | 1 550 | 13 | 81.7 | 81.4 |
| Case6 | 1 850 | 12 | 73.1 | 80.8 |
| Case7 | 2 150 | 10 | 51.1 | 88.5 |
| Case8 | 2 250 | 13 | 71.7 | 83.9 |
| Case9 | 2 450 | 10 | 54.9 | 86.0 |
| Case10 | 2 450 | 13 | 79.9 | 80.2 |
| Case11 | 2 850 | 13 | 72.2 | 82.7 |
| Case12 | 3 150 | 13 | 76.8 | 80.9 |
| Case13 | 3 250 | 10 | 48.2 | 97.5 |
| Case14 | 3 450 | 13 | 73.7 | 81.2 |
| Case15 | 3 750 | 14 | 82.2 | 81.1 |
| Case16 | 4 050 | 10 | 44.9 | 97.5 |
| Case17 | 4 450 | 16 | 88.0 | 82.4 |
| Case18 | 5 250 | 8 | 58.2 | 95.8 |
| Case19 | 5 450 | 8 | 58.5 | 97.2 |
| Case20 | 5 550 | 8 | 56.0 | 99.4 |
| Case21 | 5 950 | 8 | 62.4 | 99.4 |
| Case22 | 6 050 | 8 | 59.3 | 99.6 |
| Case23 | 6 705 | 8 | 62.6 | 99.8 |
| Case24 | 4 850 | 7 | 87.0 | 81.0 |
| Case25 | 5 595 | 10 | 113.4 | 80.4 |
| Case26 | 6 050 | 7 | 87.8 | 83.6 |
| Case27 | 6 705 | 5 | 75.0 | 91.1 |
| Case28 | 5 400 | 8 | 94.0 | 80.5 |

就热载荷而言，热载荷随海拔高度的变化是波动的，这是由于飞行速度、迎角和环境温度不同带来的影响。热载荷最大的点为 Case25，这个状态点的速度很大，达到了 200 m/s，而且空气中液态水含量也较大为 0.37 g/m$^3$，所以综合起来热载荷值最大。

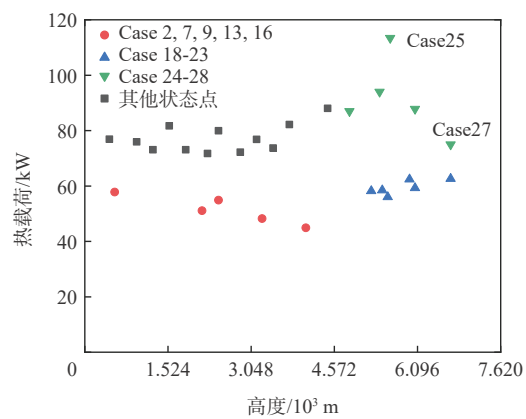



图 13 防冰热载荷和高度的关系

Fig. 13 Relationship between anti-icing heatload and altitude

### 3.4　引气流量制度分析

机翼热气防冰系统从发动机引气, 通过防冰活门来调节供气压力, 从而提供相应的热气流量。通过前面防冰热载荷的计算, 进一步分析防冰所需引气流量。根据引气流量随高度的变化结果, 提出并制定了防冰系统的引气流量制度。有了引气流量制度, 笛形管设计就可以依据这个来制定引气压力制度, 防冰活门则依据此引气压力制度控制活门来供气。下面介绍如何根据热载荷结果分析引气流量制度。

对每个状态点计算引气流量, 引入防冰腔热效率 $\eta$, 根据防冰热载荷预估引气流量, 计算式为

$$\dot{m}_{\mathrm{n,f}}=\frac{\dot{q}_{\mathrm{n}}}{c_p(T_{\mathrm{ha}}-T_{\mathrm{s}})\eta} \tag{20}$$

式中: $\dot{m}_{\mathrm{n,f}}$为引气流量; $\dot{q}_{\mathrm{n}}$为防冰热载荷; $c_p$为空气定压比热容, 取为 1 005 J/(kg·K); $T_{\mathrm{ha}}$为引气温度, 取 483.15 K; $T_{\mathrm{s}}$为表面温度; 根据经验取$\eta$ = 62%。

计算得到引气量需求随高度的变化如图 14 所示。为了满足所有高度下的引气量需求, 选择 Case25 和 Case27 的引气流量(分别为 0.91 kg/s 和 0.59 kg/s), 制定引气流量制度曲线如图中折线。此引气流量制度为后续笛形管的设计及引气压力(通过防冰活门控制)提供依据。

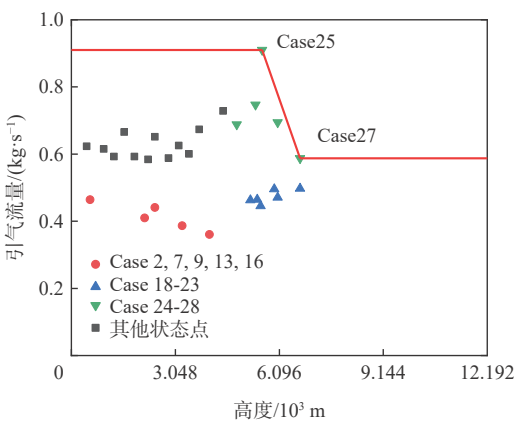



图 14　引气流量和高度的关系

Fig. 14　Relationship between bleed air flow flux and altitude

### 3.5　防冰系统设计状态点的选择

通过分析所有状态点的热载荷和蒸发率, 在满足设计要求的前提下, Case25 的热载荷最大。所以选择 Case25 作为严酷飞行与结冰气象状态点, 对应的单边防护区的防冰热载荷为 113.4 kW, 引气流量需求为 0.91 kg/s。

## 4　结　论

1) 在其他条件相同的条件下, 表面温度 2～15 ℃范围内, 随着表面温度的增加, 热载荷近似呈线性增加。

2) 根据所计算的 28 个状态点, 在满足机翼上表面没有溢流水, 下表面蒸发率不低于 80% 的要求下, 得到了机翼防冰系统热载荷随着高度的变化关系曲线, 最大的防冰热载荷在 5 595 m 高度, 为 113.4 kW。

3) 根据热载荷计算结果, 得到了引气流量制度为: 高度小于 5 595 m 时, 单边引气流量需求为 0.91 kg/s; 高度大于 6 705 m 时, 单边引气流量需求为 0.59 kg/s; 高度处于这 2 个高度之间时, 引气流量需求为这 2 个高度引气流量的线性插值。

以上结论为机翼热气防冰系统设计第 2 部分即笛行管的设计与验证提供设计依据。

## 参考文献（References）


[1] 裘燮纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
QIU X G, HAN F H. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Editing Group of Aviation Teaching Materials, 1985(in Chinese).

[2] DU Y X, GUI Y W, XIAO C H, et al. Investigation on heat transfer characteristics of aircraft icing including runback water[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(19-20): 3702-3707.

[3] OLSEN W, SHAW R, NEWTON J. Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil[C]//Proceedings of the 22nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1984.

[4] CORTINAS J V Jr, BERNSTEIN B C, ROBBINS C C, et al. An analysis of freezing rain, freezing drizzle, and ice pellets across the United States and Canada: 1976–90[J]. Weather and Forecasting, 2004, 19(2): 377-390.

[5] JONES S, REVELEY M, EVANS J K, et al. Subsonic aircraft safety icing study: NASA/TM-2008-215107 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2008

[6] 郁嘉, 卜雪琴, 林贵平, 等. 非结冰气象条件下机翼热气防冰系统数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(5): 562-567.
YU J, BU X Q, LIN G P, et al. Numerical simulation of a wing hot air anti-icing system in dry air conditions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5): 562-567(in Chinese).

[7] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Icing tests of a wing model with a hot-air ice protection system[C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. Reston: AIAA, 2010.

[8] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平, 等. 机翼热气防冰系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 927-930.
BU X Q, YU J, LIN G P, et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 927-930(in Chinese).

[9] ROSERO J A, ORTEGA J A, ALDABAS E, et al. Moving towards a more electric aircraft[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2007, 22(3): 3-9.

[10] DOMINGOS R, PAPADAKIS M, ZAMORA A. Computational methodology for bleed air ice protection system parametric analys-

is[C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. Reston: AIAA, 2010.

[11] 倪章松, 刘森云, 张军, 等. 环境参数对飞机防冰热载荷的影响规律[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 8-14.
NI Z S, LIU S Y, ZHANG J, et al. Influnce of environment parameters on anti-icing heat load for aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 8-14(in Chinese).

[12] 管宁. 三维机翼防冰热载荷的数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
GUAN N. Numerical simulation of anti-icing thermal loads on a 3D airfoil[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007 (in Chinese).

[13] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平. 一种热气防冰系统的数值仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(9): 40-43.
BU X Q, YU J, LIN G P. Numerical simulation of an airfoil hot-air anti-icing system[J]. Computer Simulation, 2010, 27(9): 40-43(in Chinese).

[14] 赵勇, 杨新亮. 飞机水平尾翼水滴撞击特性及防冰热载荷计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2401-2407.
ZHAO Y, YANG X L. Impingement characteristics and anti-icing heat load calculation of certain tailplane[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2401-2407(in Chinese).

[15] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
LIN G P, BU X Q, SHEN X B. Aircraft icing and anti-icing technology[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2016 (in Chinese).

[16] MESSINGER B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1953, 20(1): 29-42.

# Analysis of heat load and bleed air schedule for hot air anti-icing system

WANG Liu[1], ZENG Tenghui[1], REN Zhefan[2], ZHANG Tao[1], HUANG Ping[3], BU Xueqin[3,*]

(1. Wuhan Aviation Instrument Corporation Ltd., Aviation Industry Corporation of China, Wuhan 430074, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 201210, China;
3. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The design of an aircraft wing anti-icing system mainly includes the anti-icing heat load calculation, piccolo tube design, anti-icing cavity design, and anti-icing system verification. This paper introduces the first part of a series study in this respect. With an aircraft wing as an example, the heat load and the runback water evaporation rate are analyzed based on the calculation of the wing anti-icing heat load, and the demand of the bleed air for anti-icing is then obtained. Furthermore, a bleed air schedule for anti-icing varying with altitude is proposed, and severe conditions for the anti-icing system design are determined. The Euler-Euler two-phase flow method is used to calculate the water droplet movement and impingement characteristics on the wing surface. The energy balance equation of the wing surface considering the phase change of runback water is then established, and the anti-icing heat load and evaporation rate of the wing surface are obtained. The results show that the heat load increases approximately linearly with the surface temperature in the range of 2～15 ℃ under the same flight and icing condition. To meet the anti-icing requirements, the design value of the surface temperature corresponding to the lower altitude is increased. The bleed air schedule for anti-icing varying with altitude is divided into three stages: the hot air flow flux is 0.91 kg/s when the altitude is less than 18 356 ft, 0.59 kg/s when the altitude is higher than 21 998 ft and linearly interpolated when the altitude is in between 18 356 and 21 998 ft. The results of this study provide valuable insight into the design and verification of the piccolo tube of hot air anti-icing systems.

**Keywords**: wing; hot air anti-icing system; heat load; design condition; bleed air schedule

**Received**: 2021-11-24; **Accepted**: 2022-03-27; **Published Online**: 2022-04-08 10:32
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220407.1806.002.html
* **Corresponding author**. E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0738

# 基于 PINN 模型的导弹气动特性快速预测技术

蔺佳哲[1]，周岭[1,*]，武频[2]，袁雯琰[2]，周铸[1]

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000；2. 上海大学 计算机工程与科学学院，上海 200444)

**摘 要**：随着内嵌物理机理神经网络（PINN）模型的兴起，PINN 模型开始应用于许多学科领域。为了实现导弹气动特性的快速预测，借助工程算法，构建了导弹气动数据集，以此训练导弹气动特性预测模型，包含基于多任务学习的神经网络（MTLNN）模型及在 MTLNN 模型基础上内嵌物理知识的 PINN 模型。数值模拟通过选取测试集，对比了 MTLNN 模型和 PINN 模型的预测效果，结果表明：PINN 模型的预测精度较高，且基本控制在 1% 以内。探究 PINN 模型的泛化能力，测试集选取导弹气动数据集包络范围之外的数据，PINN 模型预测精度仍然高于 MTLNN 模型。由于 PINN 模型引入了气动特性参数之间的物理机理，模型对训练样本数量的依赖程度降低，可以进一步节约数据获取成本，为导弹优化设计提供有力工具。

**关 键 词**：内嵌物理机理神经网络；导弹；气动特性；快速预测；数据驱动

**中图分类号**：V211.24; TJ760.11

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2669-10

在导弹设计研发的初始阶段，需要快速精确获取导弹不同气动外形的气动特性参数。但获取导弹气动参数的传统方法主要包括计算流体力学（computational fluid dynamics, CFD）方法、风洞试验和飞行试验，存在价格昂贵、过程耗时等缺陷。

针对传统工程估算软件计算精度低和 CFD 方法计算代价大的缺陷，文献 [1] 提出一种基于高斯过程回归（Gaussian process regression, GPR）代理模型快速预测典型导弹气动性能方案，通过实例验证了该方案的有效性。文献 [2] 开展了基于神经网络的导弹气动参数预测研究，构建了利用思维进化算法优化的多层前馈神经网络。结果表明，该方法进行导弹气动参数的预测是可行且有效的，在样本所确定参数范围内，对导弹的气动参数拟合能力较强。

近十年来，以深度学习为代表的机器学习技术取得了令人瞩目的发展和成就，比如 AlphaGo 及后继的 AlphaZero 已经轻松击败人类围棋冠军，棋力远超顶尖棋手。深度学习相对于传统机器学习利用了更加复杂和深层次的模型结构，并在训练过程中进行了针对性的改进，使其归纳能力得到了极大提升，应用范围扩展到众多领域[3]。文献 [4] 探究了深度学习在飞行器气动外形预测中的应用，使用深度残差神经网络构建气动外形参数到气动性能数据的代理模型，并与随机森林和双隐层神经网络等普通机器学习模型对比。测试结果表明，深度残差网络作为数据代理模型的精度是随机森林和双隐层神经网络的 3 倍以上。

针对传统 CFD 方法计算获取结冰翼型气动参数过程繁琐的问题，文献 [5] 提出一种基于数据转换和深度学习的图形化预测方法，开展结冰翼型气动特性参数的预测研究。该方法利用卷积神经网络可有效提取图形特征的特点，建立结冰翼型气动参数预测模型，以 NACA0012 翼型为例开展仿真试验，证明了该方法的可靠性和高效性。文献 [6] 提出一种基于深度学习的翼型气动系数预测方法，有效克服了以往方法依赖翼型设计参数及算法复杂度随预测精度的提高呈指数级增长等缺点，提出的

收稿日期：2021-12-06；录用日期：2022-01-25；网络出版时间：2022-02-23 14:04
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220222.1752.001.html
*通信作者. E-mail：zlkk72@sina.com

*引用格式：蔺佳哲，周岭，武频，等. 基于PINN模型的导弹气动特性快速预测技术 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2669-2678.*
*LIN J Z，ZHOU L，WU P，et al. Rapid prediction technology of missile aerodynamic characteristics based on PINN model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2669-2678 （in Chinese）.*

基于卷积神经网络的图形化预测方法预测精度较高。文献[7]为克服飞行器气动外形参数化处理带来的不便，基于卷积神经网络考虑机翼变攻角和浮沉建立一种多变量多输出的模型，实现了机翼气动系数的快速预测。结果表明，其具有较高的预测精度并且计算效率较CFD方法提高40倍。

在气动热预测方面，文献[8]以Hermes外形为研究对象，使用CFD方法获得三维热环境数据库，利用本征正交分解对CFD数据库进行降阶处理，结合相应的基系数插值方法，快速预测出未知状态下满足精度要求的表面热环境参数。文献[9]利用类似的方法，建立高超声速乘波前体流场结构和气动性能参数的快速预测模型，并对扩容设计的乘波前体流场开展快速预测研究。

为快速获取高超声速飞行器表面热流数据，文献[10]提出基于径向基神经网络的气动热快速预测代理模型方法。对美国国家航空航天局火星实验室的椭圆钝化高超声速飞行器的应用表明，所提代理模型方法在模型训练完成后能够快速进行飞行器表面热流预测，并且模型具有良好的泛化能力，在驻点及迎风大面积区域热流预测结果与数值模拟的偏差在10%以内。

以上方法可概括为基于数据驱动的建模方法[11]，现阶段成果较为丰富[12-14]。这类方法的建模精度主要取决于可用数据量和系统本身的复杂性。2019年，布朗大学应用数学的研究团队提出一种用物理方程作为运算限制的神经网络—内嵌物理机理神经网络(physics-informed neural network, PINN)模型，以此求解偏微分方程。偏微分方程是物理中常用的用于分析状态随时间改变的物理系统公式，该神经网络也因此成为人工智能(artificial intelligence, AI)物理领域最常见的框架之一[15]。

PINN模型实际上是在神经网络的损失函数中引入了物理方程迭代的差值，让物理方程也参与到模型训练过程。这样，神经网络在训练迭代时不仅优化网络参数的损失函数，还有物理方程每次迭代的差，使得最后训练出来的结果满足特定物理规律[16-18]。

文献[19]较早提出将物理方程作为限制加入神经网络中使得拟合的结果更加满足物理规律，且成功应用于Schrodinger方程、Allen-Cahn方程和Navier-Stokes方程的求解。文献[20]利用PINN模型求解一维和二维Euler方程，对高速气体流动建立模型。文献[21]通过PINN模型求解不可压缩牛顿流体对应的Navier-Stokes方程，研究低雷诺数下的稳态和瞬态层流。文献[22]借助PINN模型研究了2种不同表达式的Navier-Stokes方程的求解。文献[23]将PINN模型用于研究不可压缩两相流动。文献[24]在数据降阶中应用了PINN模型。文献[25]结合PINN和数据驱动模型，探究了多孔介质流动的规律。

受现有PINN模型研究文献的启发，本文通过在基于多任务学习的神经网络模型中，引入法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 和压心位置 $X_p$ 的物理关系，进一步提升模型的预测精度和泛化能力，降低模型对训练样本数据量的依赖程度。

## 1 神经网络模型的建立

要实现导弹气动特性的快速预测，需要通过导弹气动数据集训练模型，模型的输入条件为导弹气动外形参数和来流条件，输出为导弹的气动特性参数，主要流程如图1所示。

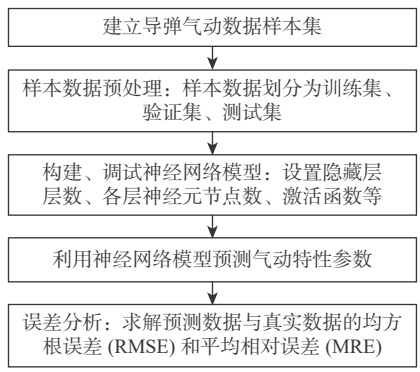



图1 导弹气动特性预测的流程

Fig. 1 Flow chart of missile aerodynamic characteristics prediction

1) 采用中国空气动力研究与发展中心自研导弹气动特性工程计算方法，建立导弹不同外形参数下的气动数据样本集，样本集包括导弹外形数据、飞行条件及对应的气动特性数据。为保证气动特性预测模型的训练效果，总计生成了150 210组数据。

2) 气动数据样本集预处理。将气动数据样本集按照一定比例划分为训练集(150 000组数据)、验证集(110组数据)、测试集(100组数据)。其中，训练集用于训练神经网络模型，更新网络的相关参数；验证集用于进一步校正网络的超参数；测试集用于检验神经网络模型预测的可行性和精确性。

3) 构建与调试神经网络模型。通过观察模型训练过程中loss值的收敛速度，同时依据验证集的均方根误差(root mean square error, RMSE)、平均相对误差(mean relative error, MRE)和平均绝对误差(mean absolute error, MAE)指标，设计调整隐藏层层数、各层神经元节点数、激活函数等神经网络模

型的结构参数。影响神经网络预测精度的因素较多，比如训练样本数、训练次数、学习率、损失函数等。一般而言，训练样本数和训练次数存在相应的最优值，学习率和训练次数具有一定的对应关系，损失函数包括 RMSE、MRE 等，激活函数包括 sigmoid、tanh、relu 等。采用经验试凑法，找到使得神经网络模型预测精度最高的一组网络参数。

4）利用神经网络模型预测气动力参数，包括轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_{\mathrm{p}}$。

5）误差分析。求解预测数据与真实数据的 RMSE 和 MRE，作为衡量预测模型优劣的相关指标。

### 1.1　MTLNN 模型

如果采用单任务学习模型，本文中导弹气动特性的预测会被分解成 4 个相互独立的子问题来单独解决。事实上，各个子问题之间是相互关联的，通过一些共享因素联系在一起，单独解决问题会忽略子问题之间丰富的关联信息，无法充分利用相互之间的信息辅助各子问题的预测，故出现了多任务学习。多任务学习是同时考虑多个相关任务的学习过程，目的是利用任务间的内在关系来提高单个任务学习的泛化性能。多任务学习涉及多个相关任务并行学习，同时梯度反向传播，通过共享相关任务之间的表征来提高模型的预测能力[26]。

基于多任务学习的神经网络模型（multi-task learning neural network, MTLNN）分为 2 个模块：用于提取共享参数的共享层和预测各个任务的特定任务层。本文设计的 MTLNN 模型包含预测轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 共 4 个任务，所有任务共用共享层，在特定任务层中，不同任务训练不同网络参数的神经网络模型，如图 2 所示。MTLNN 模型具体的网络参数如表 1 所示，损失函数选取 RMSE。

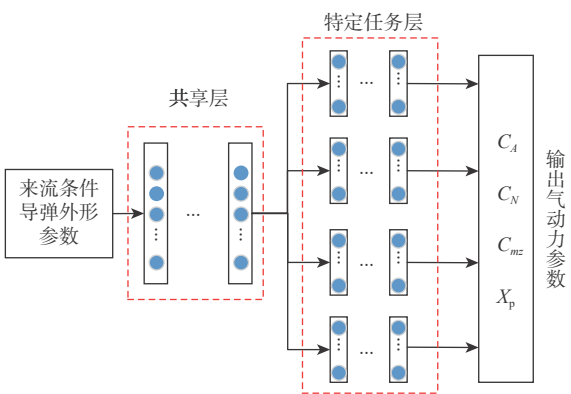



图 2　基于多任务学习的神经网络结构框图

Fig. 2　Block diagram of neural network structure based on multi-task learning

表 1　基于多任务学习的网络参数

Table 1　Network parameters based on multi-task learning

| 编号 | 结构类型 | 神经元节点数 | 层数 | 激活函数 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 共享层/隐藏层 | 1 024 | 1 | relu |
| 2 | 共享层/隐藏层 | 512 | 1 | relu |
| 3 | 共享层/隐藏层 | 256 | 3 | relu |
| 4 | 共享层/隐藏层 | 128 | 1 | relu |
| 5 | 任务层/隐藏层 | 64 | 1 | relu |
| 6 | 任务层/隐藏层 | 32 | 3 | relu |
| 7 | 任务层/隐藏层 | 16 | 5 | relu |
| 8 | 任务层/隐藏层 | 8 | 4 | relu |
| 9 | 任务层/输出层 | 1 | 1 | linear |

### 1.2　PINN 模型

神经网络训练过程中，数据误差函数记为 $J_{\mathrm{d}}(w,b)$，物理机理误差函数记为 $J_{\mathrm{p}}(w,b)$，其中 $w$ 为神经网络权重系数，$b$ 为神经网络偏置系数。网络训练过程的实质是寻找最优的 $\{w^*,b^*\}$ 值，公式为

$$\{w^*,b^*\}=\arg\min_{\{w,b\}}\left\{J_{\mathrm{d}}(w,b)+\alpha J_{\mathrm{p}}(w,b)\right\}$$

式中：$\alpha$ 为物理机理误差的重要度系数。由于战术导弹气动特性参数之间满足一定的物理机理，即法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 和压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 满足函数 $f(C_N,C_{mz},X_{\mathrm{p}})=0$，将这一公式嵌入神经网络模型中，作为模型训练过程中损失函数的 $J_{\mathrm{p}}(w,b)$ 部分，具体的 PINN 模型结构框图见图 3。本文涉及的战术导弹采用 X-X 型结构，正常式气动布局，$C_N$、$C_{mz}$ 和 $X_{\mathrm{p}}$ 的物理关系为 $C_N X_{\mathrm{p}}+C_{mz}=0$。

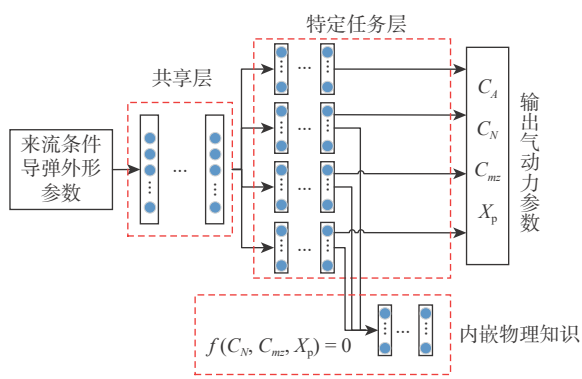



图 3　PINN 模型结构框图

Fig. 3　Structural block diagram of PINN model

## 2　导弹气动力预测结果

第 1 节提到样本集划分为训练集、验证集及测试集。具体的划分过程为：导弹的外形参数 $L_{\mathrm{BW}}$、$L_{\mathrm{BF}}$ 及 $L$ 均取其最大值，即 $L_{\mathrm{BW}}=L_{\mathrm{BF}}=0.28$，$L=2.15$，此时筛选出的 50 组数据作为测试集数据的一部分（用于验证模型的外插能力），再从剩余的样本集中随机提取 50 组数据，作为剩余的测试集

(用于验证模型的内插能力)；110 组验证集数据通过 Python Sklearn 中的 train_test_split 函数随机选择，最后剩余的数据刚好是 150 000 组训练集的数据。

图 4 为某型战术导弹二维截面图，导弹的二维外形参数包括 $D$, $L$, $L_{\mathrm{LN}}$, $L_{\mathrm{LW}}$, $L_{\mathrm{LF}}$, $L_{\mathrm{CRW}}$, $L_{\mathrm{CTW}}$, $L_{\mathrm{BKW}}$, $L_{\mathrm{BW}}$, $L_{\mathrm{CRF}}$, $L_{\mathrm{CTF}}$, $L_{\mathrm{BKF}}$, $L_{\mathrm{BF}}$ 共 13 个变量，均在几何外形约束下变化；飞行条件：攻角$\alpha$(在 0～30°范围内变化)；气动特性参数分别为轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_{\mathrm{p}}$。模型训练过程中，13 个外形参数变量和飞行条件作为输入，3 个气动特性变量和压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 作为输出。

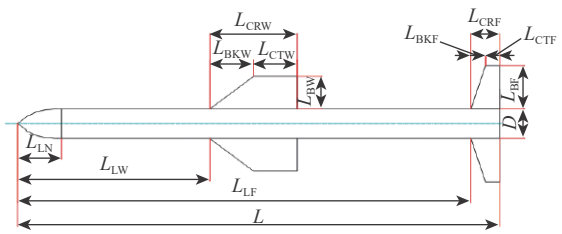



图 4 某型战术导弹二维截面

Fig. 4 Two-dimensional section of a tactical missile

为了验证样本量是否足够精确训练预测模型，见图 5，对于 MTLNN 模型，轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 的预测值与真实值的 RMSE 随训练样本数的增加均逐渐减少。轴向力系数 $C_A$ 和压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 随着训练样本数量增加到 100 000 组后，RMSE 基本保持不变；法向力系数 $C_N$ 和俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 随着训练样本数量的增加，在 0.02 附近小范围波动。PINN 模型相关规律与 MTLNN 模型基本相近，因此，可以认为 150 000 组数据已经足够精确训练相关模型，通过增加训练样本数据量已经无法提高预测精度。本文采用 Python 3.8 作为编程语言，利用 Google 公司

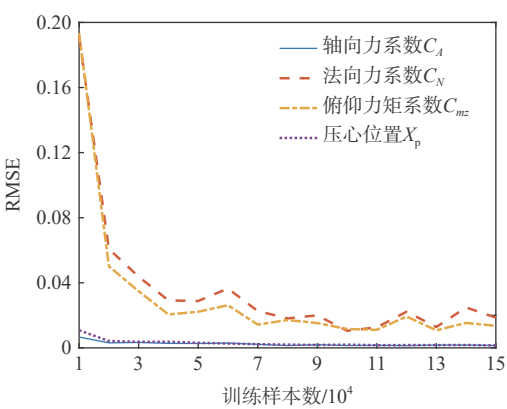



图 5 $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_{\mathrm{p}}$ 的预测值与真实值 RMSE 随训练样本数的变化

Fig. 5 RMSE of prediction results and real values of $C_A$, $C_N$, $C_{mz}$, $X_{\mathrm{p}}$ changing with number of training samples

的 TensorFlow 2.5 设计平台，构建 MILNN 模型和 PINN 模型。硬件设备选取 NVIDIA GeForce RTX 3090 GPU 运行训练程序，需要提前配置好 CUDA 和 CUDNN 驱动。模型训练完成后，选取之前样本数据预处理的测试集数据验证模型的预测精度，此测试集输入条件在训练集数据包络范围内。

### 2.1 导弹气动特性预测结果

利用设计的 MTLNN 模型和 PINN 模型预测导弹的主要气动特性参数，包括轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 和压心位置 $X_{\mathrm{p}}$。将准备好的测试集数据中的导弹外形参数和来流条件分别输入 MTLNN 模型和 PINN 模型，模型相应的输出各自气动特性的预测结果，同时将预测结果与测试集数据中的真实值作比较，导弹攻角 $\alpha$ 范围选取 [0, 30°] 之间，如图 6 所示。

由图 6 可知，由于训练样本量充足(包含 150 000 组数据)，无论是 MTLNN 模型还是 PINN 模型，拟合效果均较好，其中 PINN 模型的预测结果更接近真实数据，精确度更高。这一结果表明，在 MTLNN 模型中引入气动特性参数之间的物理机理，可以进一步提升模型的预测精度。在 2 类模型预测的效率方面，MTLNN 模型预测 1 组数据耗时 1.107 s；PINN 模型耗时 1.161 s，二者基本相同。

### 2.2 MTLNN 模型和 PINN 模型的误差指标对比

选取 RMSE 和 MRE 作为衡量机器学习模型精度的指标。RMSE 的计算式为

$$E_{\mathrm{RMSE}}=\sqrt{\sum_{k=1}^{n}\left(y_{\mathrm{pred},k}-y_{\mathrm{real},k}\right)^2/n}$$

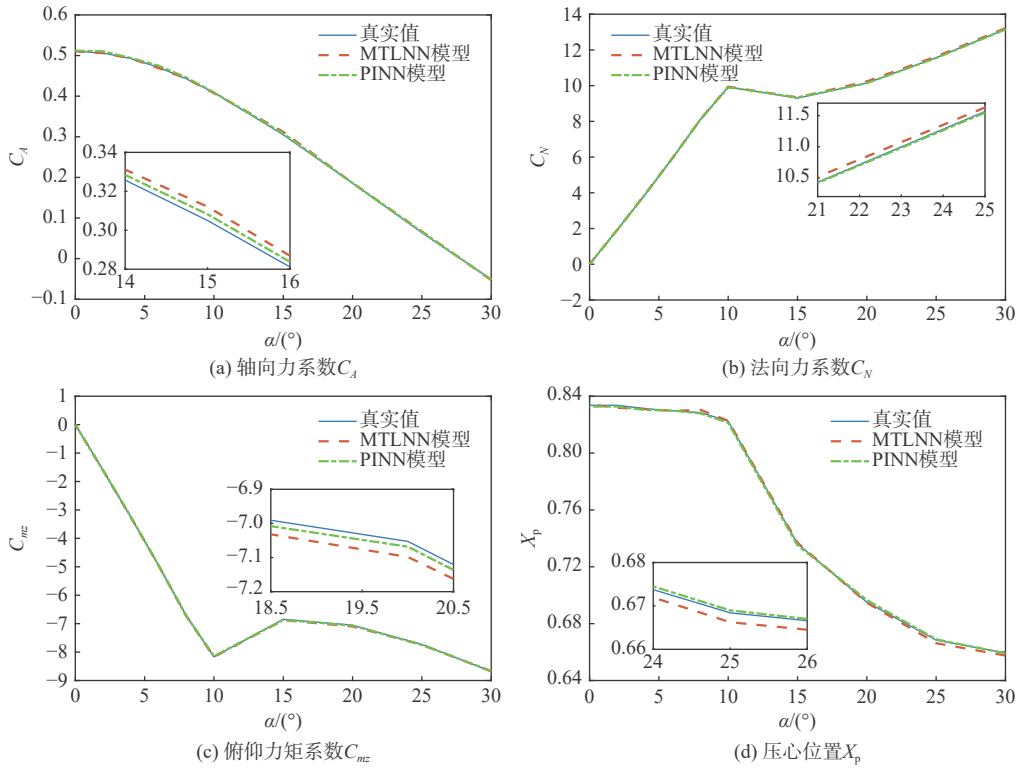
式中：$y_{\mathrm{pred}_k}$为气动特性参数的预测值；$y_{\mathrm{real}_k}$为对应的真实值；$n$为测试集数量。

MRE 的计算式为

$$E_{\mathrm{MRE}}=\sum_{k=1}^{n}\left|\frac{y_{\mathrm{pred},k}-y_{\mathrm{real},k}}{y_{\mathrm{real},k}}\right|\Big/n$$

将 50 个用于验证模型内插能力的测试集数据分别输入 MTLNN 模型和 PINN 模型，计算预测结果与真实值的 RMSE 和 MRE，最后所有测试集的 RMSE 和 MRE 取平均，结果如图 7 所示。

由图 7 可知，PINN 模型预测结果的 RMSE 和 MRE 均较小。PINN 模型的轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_{\mathrm{p}}$ 预测值与真实值的 RMSE 分别为 0.002 545、0.019 014、0.014 156、0.000 891，MRE 分别为 0.924 6%、0.200 7%、0.213 7%、0.104 8%。由于引入的物理机理信息中未包含轴向力系数 $C_A$，对比 2 类模型轴向力系数的预测结果可以看出，其 RMSE 基本相同。

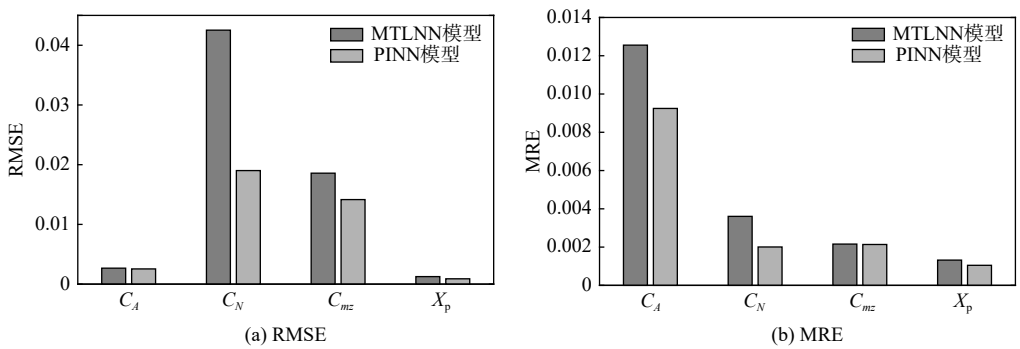



(a) 轴向力系数$C_A$　(b) 法向力系数$C_N$

(c) 俯仰力矩系数$C_{mz}$　(d) 压心位置$X_p$

图 6　内插情况下 $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ 的预测结果

Fig. 6　Prediction results of $C_A$, $C_N$, $C_{mz}$, $X_p$ in case of interpolation




(a) RMSE　(b) MRE

图 7　内插情况下 $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ 的预测结果与真实值的 RMSE 和 MRE

Fig. 7　RMSE and MRE of prediction results and real values of $C_A$, $C_N$, $C_{mz}$, $X_p$ in case of interpolation

## 3　模型泛化能力探究

### 3.1　模型的外插能力

一般而言，基于数据驱动的模型预测精度受测试样本集取值范围的影响。测试样本集在训练集包络范围内，一般预测精度高；测试样本集在训练集包络范围之外，预测精度会有所降低。

本节选取的测试集的输入条件在原训练集的包络范围之外，以此探究模型的外插能力。选取任一测试集的测试结果，如图 8 和图 9 所示。

由图 8 可知，PINN 模型较 MTLNN模型的预测精度高。可以认为，PINN 模型由于引入部分参数的物理机理信息，外插能力较强，具有一定的泛化能力。由图 9 可以看出，PINN 模型的预测误差值相对较小，轴向力系数 $C_A$、法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_p$ 预测结果的 RMSE 分别为 0.003 360、0.031 943、0.056 021、0.003 208，MRE 分别为 0.995 6%、0.241 5%、0.639 2%、0.590 4%。

本节中，2 类模型的轴向力系数 $C_A$ 的预测精度基本相近，MTLNN 模型的 MRE 比 PINN 模型略低，主要是因为 PINN 模型中未考虑轴向力系数 $C_A$ 的物理机理，其他 3 个气动特性参数的训练过程可能影响到模型共享层的部分网络参数，导致轴向力系数 $C_A$ 的预测精度受到一定的影响。为进一步验证模型的外插能力，增加了多组不同状态的外插对比，如表 2 所示。大部分气动特性参数的预测误差均降低了 10%～40% 左右，也存在少数参数的预测误差没有下降。因此，可以认为在大多数情况

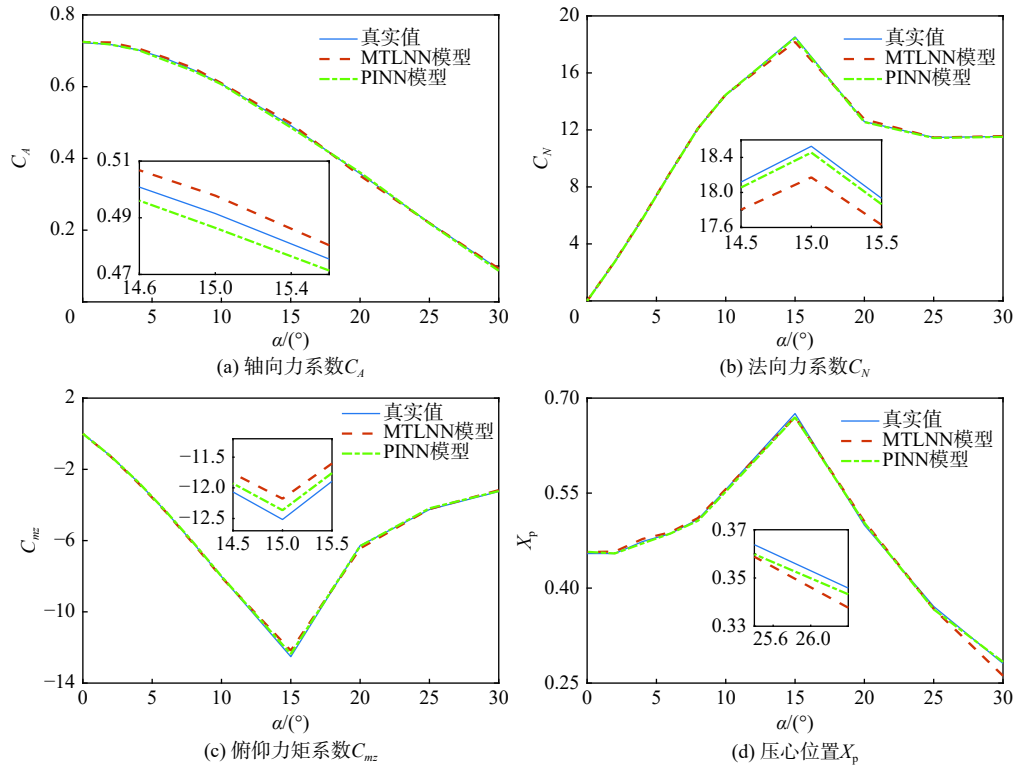



图 8 外插情况下 $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ 的预测结果

Fig. 8 Prediction results of $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ in case of extrapolation

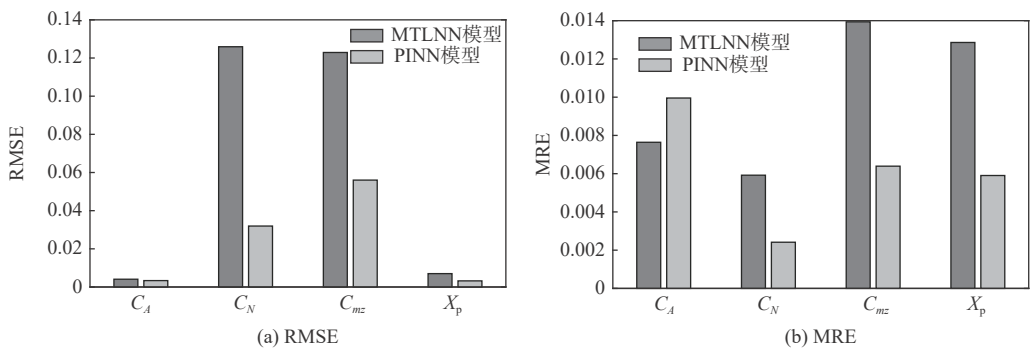



图 9 外插情况下 $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ 的预测值与真实值的 RMSE 和 MRE

Fig. 9 RMSE and MRE of prediction results and real values of $C_A$、$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ in case of extrapolation

**表 2 不同状态的外插对比**

**Table 2 Extrapolation comparison of different states**

| 测试集 | 气动特性参数 | 预测误差RMSE | | 误差减少/% | 测试集 | 气动特性参数 | 预测误差RMSE | | 误差减少/% |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | MTLNN模型 | PINN模型 | | | | MTLNN模型 | PINN模型 | |
| 第1组 | $C_A$ | 0.003 665 | 0.003 758 | | 第3组 | $C_A$ | 0.003 337 | 0.003 812 | |
| | $C_N$ | 0.102 228 | 0.093 603 | 8.44 | | $C_N$ | 0.060 644 | 0.027 035 | 55.42 |
| | $C_{mz}$ | 0.119 224 | 0.076 152 | 36.13 | | $C_{mz}$ | 0.047 269 | 0.043 482 | 8.01 |
| | $X_p$ | 0.004 239 | 0.002 134 | 49.67 | | $X_p$ | 0.002 280 | 0.003 299 | |
| 第2组 | $C_A$ | 0.004 096 | 0.002 591 | 36.73 | 第4组 | $C_A$ | 0.002 605 | 0.002 937 | |
| | $C_N$ | 0.045 346 | 0.026 937 | 40.60 | | $C_N$ | 0.046 499 | 0.038 052 | 18.17 |
| | $C_{mz}$ | 0.047 311 | 0.030 314 | 35.93 | | $C_{mz}$ | 0.053 012 | 0.043 537 | 17.87 |
| | $X_p$ | 0.001 888 | 0.001 613 | 14.56 | | $X_p$ | 0.001 615 | 0.001 481 | 8.28 |

下，PINN 模型的预测精度要高于 MTLNN 模型。

### 3.2 模型对训练样本数量的依赖程度

基于数据驱动的建模方法一般对数据量的依赖性较强。由于训练样本集数据量较大，MTLNN 模型和 PINN 模型的预测精度均较高。由于 PINN 模型中引入了法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系

数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_p$ 的物理机理，其对数据的依赖程度理论上会进一步降低。一般认为物理知识体量和训练样本数量的关系如图 10 所示。一旦模型拥有大量的物理知识，理论上训练样本数量不需要太多，相反，当模型缺少物理机理信息，则需要大量的样本参与模型训练来提升模型的预测精度。为了探究法向力系数 $C_N$、俯仰力矩系数 $C_{mz}$ 及压心位置 $X_p$ 的预测精度随训练样本数量的变化情况，训练样本数量选取区间[7 500,25 000]等间隔的 8 个值，分别计算不同训练样本数下不同气动特性参数的 RMSE 和 MRE，结果如图 11 所示。由图 11 可知，随着训练样本数量的减少，MTLNN 模型和 PINN 模型的主要气动参数的 RMSE 和 MRE 均大幅提高。对比 MTLNN 模型和 PINN 模型的曲线可知，PINN 模型受训练样本数变化的影响较小，其对训练样本数量的依赖性较低。另一方面，训练样本

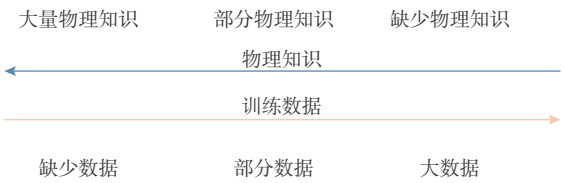



图 10　物理知识体量和训练数据数量二者的关系

Fig. 10　Relationship between volume of physical knowledge and amount of training data

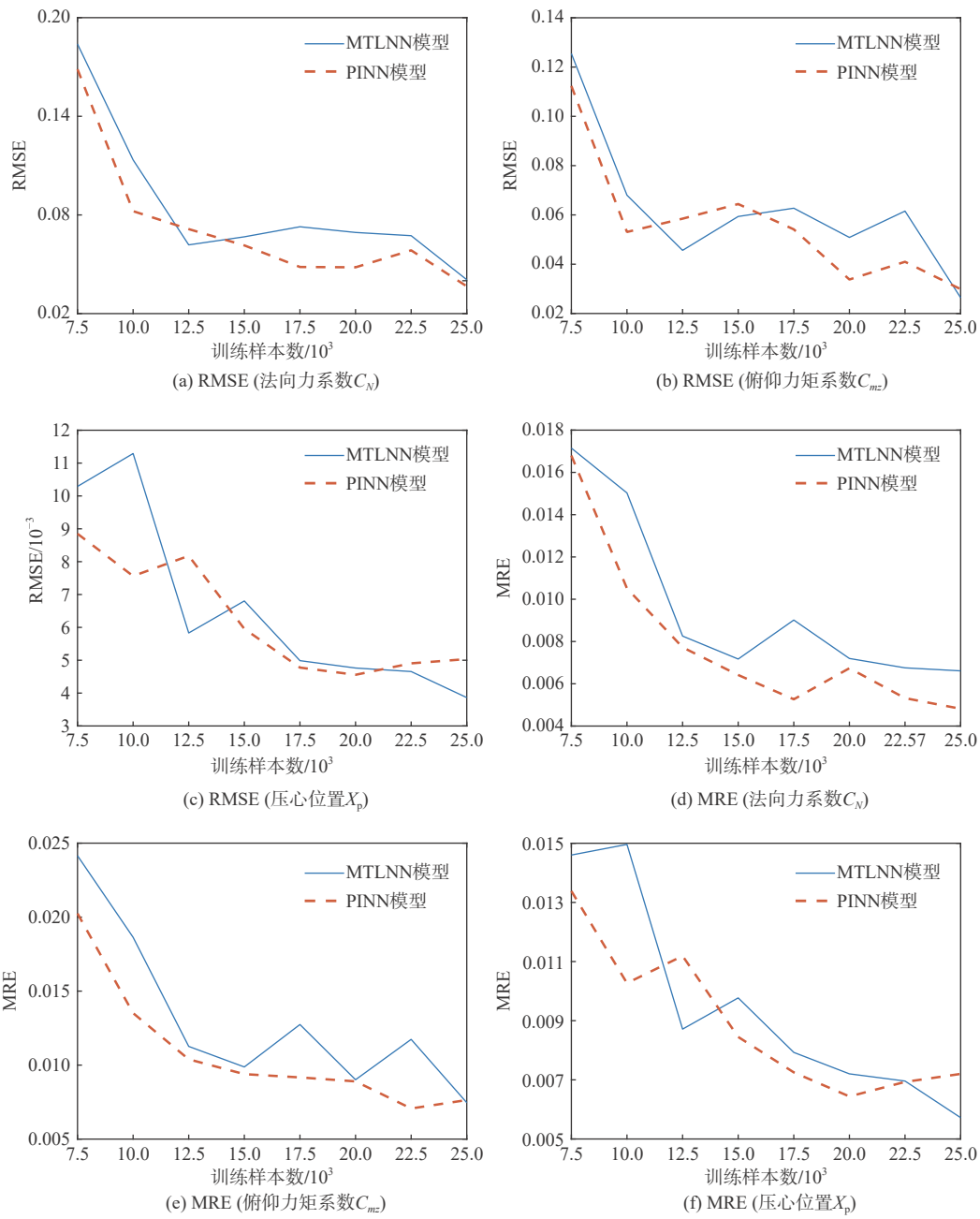



图 11　$C_N$、$C_{mz}$、$X_p$ 的预测值与真实值 RMSE、MRE 随训练样本数的变化

Fig. 11　RMSE and MRE of prediction results and real values of $C_N$, $C_{mz}$, $X_p$ changing with number of training samples

数量处于区间[7 500, 25 000]时，MTLNN模型使用更多样本训练，可以进一步提升模型的预测精度，达到PINN模型相同的效果。

## 4 结 论

1）PINN模型比MTLNN模型的预测精度高，可以实现战术导弹气动特性参数的快速高精度预测。

2）PINN模型泛化能力强，测试集选取训练样本包络范围之外的数据，仍能保证较高的预测精度。

3）PINN模型对样本的依赖程度降低。数值模拟可以看出，PINN模型的预测误差随着样本数的降低增加较为缓慢。

本文提出的PINN模型只是内嵌了气动特性参数之间的物理知识，属于广义上的内嵌物理机理的神经网络模型。下一步，将在神经网络模型中引入部分工程算法公式，进一步提升模型的泛化能力。

### 参考文献（References）


[1] 胡伟杰, 黄增辉, 刘学军, 等. 基于自动核构造高斯过程的导弹气动性能预测[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524093.
HU W J, HUANG Z H, LIU X J, et al. Missile aerodynamic performance prediction of Gaussian process through automatic kernel construction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524093(in Chinese).

[2] 原智杰, 张公平, 崔茅, 等. 基于神经网络的导弹气动参数预测[J]. 航空兵器, 2020, 27(5): 28-32.
YUAN Z J, ZHANG G P, CUI M, et al. Prediction of missile's aerodynamic parameters based on neural network[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(5): 28-32(in Chinese).

[3] 王怡星, 韩仁坤, 刘子扬, 等. 流体力学深度学习建模技术研究进展[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524779.
WANG Y X, HAN R K, LIU Z Y, et al. Progress of deep learning modeling technology for fluid mechanics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524779(in Chinese).

[4] 陈冰雁, 刘传振, 白鹏, 等. 使用深度残差网络的乘波体气动性能预测[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 505-509.
CHEN B Y, LIU C Z, BAI P, et al. Aerodynamic prediction for waveriders using deep residual learning[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 505-509(in Chinese).

[5] 柴聪聪, 王强, 易贤, 等. 基于卷积神经网络的结冰翼型气动参数预测[J]. 飞行力学, 2021, 39(5): 13-18.
CHAI C C, WANG Q, YI X, et al. Aerodynamic parameters prediction of airfoil ice accretion based on convolutional neural network[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(5): 13-18(in Chinese).

[6] 陈海, 钱炜祺, 何磊. 基于深度学习的翼型气动系数预测[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 294-299.
CHEN H, QIAN W Q, HE L. Aerodynamic coefficient prediction of airfoils based on deep learning[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 294-299(in Chinese).

[7] 吕召阳, 聂雪媛, 赵奥博. 基于CNN机翼气动系数预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(3): 674-680.
LYU Z Y, NIE X Y, ZHAO A B. Prediction of wing aerodynamic coefficient based on CNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(3): 674-680(in Chinese).

[8] 聂春生, 黄建栋, 王迅, 等. 基于POD方法的复杂外形飞行器热环境快速预测方法[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 760-765.
NIE C S, HUANG J D, WANG X, et al. Fast aeroheating prediction method for complex shape vehicles based on proper orthogonal decomposition[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 760-765(in Chinese).

[9] 侯强, 苏纬仪, 孙斐, 等. 高超声速乘波体扩容设计及流场快速预测[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 564-574.
HOU Q, SU W Y, SUN F, et al. Design of improving volumetric efficiency of hypersonic waverider and rapid prediction of flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 564-574(in Chinese).

[10] 张智超, 高太元, 张磊, 等. 基于径向基神经网络的气动热预测代理模型[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524167.
ZHANG Z C, GAO T Y, ZHANG L, et al. Aeroheating agent model based on radial basis function neural network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524167(in Chinese).

[11] 张天姣, 钱炜祺, 周宇, 等. 人工智能与空气动力学结合的初步思考[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 1-11.
ZHANG T J, QIAN W Q, ZHOU Y, et al. Preliminary thoughts on the combination of artificial intelligence and aerodynamics[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 1-11(in Chinese).

[12] 何磊, 张显才, 钱炜祺, 等. 基于长短时记忆神经网络的非定常气动力建模方法[J]. 飞行力学, 2021, 39(5): 8-12.
HE L, ZHANG X C, QIAN W Q, et al. Unsteady aerodynamics modeling method based on long short-term memory neural network[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(5): 8-12(in Chinese).

[13] 杜涛, 许晨舟, 王国辉, 等. 人工智能气动特性预测技术在火箭子级落区控制项目的应用[J]. 宇航学报, 2021, 42(1): 61-73.
DU T, XU C Z, WANG G H, et al. The application of aerodynamic coefficients prediction technique via artificial intelligence method to rocket first stage landing area control project[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(1): 61-73(in Chinese).

[14] 柴聪聪, 易贤, 郭磊, 等. 基于BP神经网络的冰形特征参数预测[J]. 实验流体力学, 2021, 35(3): 16-21.
CHAI C C, YI X, GUO L, et al. Prediction of ice shape characteristic parameters based on BP nerual network[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2021, 35(3): 16-21(in Chinese).

[15] 金晓威, 赖马树金, 李惠. 物理增强的流场深度学习建模与模拟方法[J]. 力学学报, 2021, 53(10): 2616-2629.
JIN X W, LAI M S J, LI H. Physics-enhanced deep learning methods for modelling and simulating flow fields[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(10): 2616-2629(in Chinese).

[16] KARNIADAKIS G E, KEVREKIDIS I G, LU L, et al. Physics-informed machine learning[J]. Nature Reviews Physics, 2021, 3(6): 422-440.

[17] 赵暾, 周宇, 程艳青, 等. 基于内嵌物理机理神经网络的热传导方程的正问题及逆问题求解[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(5): 19-26.

ZHAO T, ZHOU Y, CHENG Y Q, et al. Solving forward and inverse problems of the heat conduction equation using physics-informed neural networks[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(5): 19-26(in Chinese).

[18] 张伟伟, 寇家庆, 刘溢浪. 智能赋能流体力学展望[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524689.
ZHANG W W, KOU J Q, LIU Y L. Prospect of artificial intelligence empowered fluid mechanics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 524689(in Chinese).

[19] RAISSI M, PERDIKARIS P, KARNIADAKIS G E. Physics-informed neural networks: A deep learning framework for solving forward and inverse problems involving nonlinear partial differential equations[J]. Journal of Computational Physics, 2019, 378: 686-707.

[20] MAO Z P, JAGTAP A D, KARNIADAKIS G E. Physics-informed neural networks for high-speed flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2020, 360: 112789.

[21] RAO C P, SUN H, LIU Y. Physics-informed deep learning for incompressible laminar flows[J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2020, 10(3): 207-212.

[22] JIN X W, CAI S Z, LI H, et al. NSFnets (Navier-Stokes flow nets): Physics-informed neural networks for the incompressible Navier-Stokes equations[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 426: 109951.

[23] BUHENDWA A B, ADAMI S, ADAMS N A. Inferring incompressible two-phase flow fields from the interface motion using physics-informed neural networks[J]. Machine Learning With Applications, 2021, 4: 100029.

[24] CHEN W Q, WANG Q, HESTHAVEN J S, et al. Physics-informed machine learning for reduced-order modeling of nonlinear problems[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 446: 110666.

[25] WANG K, CHEN Y, MEHANA M, et al. A physics-informed and hierarchically regularized data-driven model for predicting fluid flow through porous media[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 443: 110526.

[26] 张钰, 刘建伟, 左信. 多任务学习[J]. 计算机学报, 2020, 43(7): 1340-1378.
ZHANG Y, LIU J W, ZUO X. Survey of multi-task learning[J]. Chinese Journal of Computers, 2020, 43(7): 1340-1378(in Chinese).

# Rapid prediction technology of missile aerodynamic characteristics based on PINN model

LIN Jiazhe[1], ZHOU Ling[1,*], WU Pin[2], YUAN Wenyan[2], ZHOU Zhu[1]

(1. Computational Aerodynamic Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. School of Computer Engineering and Science, Shanghai University, Shanghai 200444, China)

**Abstract**: With the rise of the physical-informed neural network (PINN) model, the PINN model has been applied to many subjects. With the aid of the missile engineering algorithm, the missile aerodynamic data set is created in order to train the multi-task learning neural network (MTLNN) model and the physical-informed -PINN model, two models that can quickly predict missile aerodynamic characteristics. By selecting test sets, the numerical simulation compares the prediction results of the MTLNN model with the PINN model, and the result shows that the prediction accuracy of the PINN model is higher, and the prediction relative error is less than 1%. Finally, the generalization ability of PINN model is explored. The test set selects data outside the envelope range of the missile aerodynamic data set. In this case, the prediction accuracy of the PINN model is higher than that of the MTLNN model. The PINN model has a physical mechanism connecting the parameters that control aerodynamic properties, which makes the model less reliant on the volume of training samples. This can further reduce data collection costs and give a strong tool for missile optimization design.

**Keywords**: PIMTLNN; missile; aerodynamic characteristics; rapid prediction; data-driven

**Received**: 2021-12-06; **Accepted**: 2022-01-25; **Published Online**: 2022-02-23 14:04
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220222.1752.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: zlkk72@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0719

# 基于桥接分布的无人机集群作战意图推断

薛锡瑞，黄树彩*，韦道知
(空军工程大学 防空反导学院，西安 710051)

**摘 要**：针对无人机集群攻击意图难以有效推断问题，提出基于集群协同规则和具有明确速度定义的综合奥恩斯坦-乌伦贝克(IOU)运动过程推导的马尔可夫桥接分布的无人机集群运动模型，并在此基础上提出基于可达域优化的贝叶斯意图推断方法。利用随机微分方程将所提模型与马尔科夫桥接模型相结合，并推导其在离散空间的表达形式。在基本贝叶斯推断方法的基础上，考虑了所提模型中目的地状态对集群状态的限制作用，通过计算集群可达域，修正量测似然，推导了利用可达域优化贝叶斯推断结果的方法。仿真实验表明：所提模型能够准确模拟集群运动过程并有效推断集群作战意图。

**关 键 词**：作战意图推断；无人机集群；马尔可夫桥接分布；贝叶斯理论；可达域
**中图分类号**：TN911.7
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2679-10

随着集群控制技术和无人自主技术水平的不断提高，以无人机集群为代表的新型作战系统成为国家安全的新兴威胁。美国在2000年就启动了无人机集群空中战役研究计划[1]，并从2014年起先后启动了“Perdix”，“Locust”及“Gremlins”项目，研制出“灰山鹑”、“郊狼”和“小精灵”等型号无人机[2]。通过战场环境的信息交互和集群内部的自组织交互，无人机集群目前已具有去中心化、自主化和自治化等智能化特征。

对无人机集群目标的作战意图推断是实现“反集群”的关键，传统目标意图推断主要采用模板匹配[3]、专家系统[4]、神经网络[5]等方法。这些方法均需要大量先验信息来支持模型库的建立或训练网络参数，但当前集群作战相关案例较少，不足以提供应用上述方法的信息条件。在这种情况下，考虑到贝叶斯推断方法所需先验信息更少，因此，更加适应实际作战过程。

贝叶斯框架下意图推断的关键在于准确建立目标移动模型和充分利用外部信息。建立集群目标运动模型，准确描述集群协同运动是将贝叶斯意图推断方法应用于无人机集群目标的基础。在集群运动建模方面，Reynolds[6]率先总结并提出了分离、调整和聚合3个集群协同规则。Vicsek等[7]将协同作用归因于目标速度方向的平均化调整，提出了Viscek模型。Couzin等[8]研究了集群的“有效引导”和“群体决策”行为，并讨论了集群的分群现象。此外，基于群成员间作用力的交互模型也是集群运动建模方向之一。此类模型将集群成员间运动交互作用抽象为“力”，该力由势场产生[9]并可分解为位置协同力和速度协同力2部分，集群成员在周围成员产生的合力作用下完成机动动作[10]。Dustin[11]进一步研究了无人机集群的自组织行为，并采用部分可观马尔可夫过程建立了集群控制模型。这些集群运动规则和模型较好的描述了集群的一般协同运动，但在实际应用过程中，缺乏对外部信息的有效应用。作战过程中，集群目标的攻击过程可以看作抵近保卫要地的过程，将我方保卫要地的位置信息纳入集群目标的一般运动模型可以更加准确

收稿日期：2021-11-30；录用日期：2022-02-25；网络出版时间：2022-03-15 16:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220314.1632.001.html
*通信作者. E-mail：rayngu@126.com

*引用格式：薛锡瑞，黄树彩，韦道知. 基于桥接分布的无人机集群作战意图推断[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2679-2688.*
*XUE X R，HUANG S C，WEI D Z. Operational intention inference of UAV cluster based on bridging distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2679-2688 (in Chinese).*

的描述战场环境下的无人机集群运动。文献 [12-13] 中引入了桥接分布 (bridging distributions, BD) 方法，通过建立目标到目的地的马尔可夫桥将目的地信息引入到目标运动过程。

然而，文献 [13] 所述方法基于奥恩斯坦-乌伦贝克 (Ornstein-Uhlenbeck, OU) 运动过程建立，而 OU 运动过程没有明确的速度定义，且模型中延滞系数对过程分布的影响仅在于对过程的协方差矩阵进行限制[14]。然而，速度却是建立集群内部协同行为模型的关键。因此，本文以集群内成员速度趋于一致，整体以稳定结构向目的地飞行为集群飞行策略，并考虑成员间近距排斥、远距吸引的特征，研究提出了基于集群协同规则和具有明确速度定义的综合 OU (integrated OU, IOU) 运动过程推导的马尔可夫桥接分布的无人机集群运动模型，并在贝叶斯推断框架下对无人机集群作战的目的地和抵达时刻进行了预测。此外，本文结合集群运动可达域的限制条件提出了基于可达域优化的贝叶斯意图推断方法，相较文献 [13] 中的基本贝叶斯推断方法能以更大概率确定无人机集群攻击的目的地，以更短时间确定集群抵达时刻。

## 1 基于桥接分布的集群运动建模

集群成员以分离、聚合和调整规则为指导，通过自组织交互机制，产生协同运动。连续时间随机微分方程 (stochastic differential equation, SDE) 可以有效表述无人机集群内部的协同行为并可将集群的连续运动过程进行无误差的离散化[15-16]。同时，SDE 也是建立目的地状态与集群状态之间马尔可夫桥接模型的基本数学工具。在集群 IOU 运动过程基础上，引入目的地状态信息，结合集群协同规则，建立基于马尔可夫桥接分布的无人机集群运动模型。

假设集群内有 $N$ 架无人机，无人机 $i$ 的运动满足：

$$\mathrm{d}\boldsymbol{X}_{t,i}=\begin{bmatrix}-\gamma & 1\\ 0 & -\alpha\end{bmatrix}\boldsymbol{X}_{t,i}\mathrm{d}t+\begin{bmatrix}\gamma\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}\\ \alpha f(\dot{\boldsymbol{x}}_t)+\beta r_i(\boldsymbol{x}_t)\end{bmatrix}\mathrm{d}t+\begin{bmatrix}0\\ \sigma\end{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{w}_t \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{X}_{t,i}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{t,i} & \dot{\boldsymbol{x}}_{t,i}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$ 为 $t$ 时刻无人机 $i$ 在某一维度的位置和速度；$\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}$ 为目的地位置，$\gamma$ 为恢复系数，两者共同产生引导集群飞向目的地的运动；$\sigma$ 为集群受噪声影响产生的运动不确定性系数；$\alpha$ 为速度控制参数；$\beta$ 为势场力控制参数；$f(\dot{\boldsymbol{x}}_t)$ 为无人机 $i$ 所在集群所有成员的速度均值，$r_i(\boldsymbol{x}_t)$ 为无人机 $i$ 受到其他成员的总势场力，两者表达式分别为

$$f(\dot{\boldsymbol{x}}_t)=\frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}\dot{\boldsymbol{x}}_{t,j} \tag{2}$$

$$r_i(\boldsymbol{x}_t)=\sum_{\forall j,j\neq i}r\left(\boldsymbol{x}_{t,i},\boldsymbol{x}_{t,j}\right) \tag{3}$$

$f(\dot{\boldsymbol{x}}_t)$ 的引入实现了集群内成员的速度匹配，保证了集群内所有成员的信息传递，实现了群拓扑的弱连通性，这对集群最终实现速度一致至关重要。$r\left(\boldsymbol{x}_{t,i},\boldsymbol{x}_{t,j}\right)$ 为集群内任意无人机 $j$ 对无人机 $i$ 的势场力，用来调整无人机间的距离以实现无人机的分离和聚合，其大小由两无人机距离和势场函数 $U_j(\cdot)$ 共同确定。根据对 $U_j(\cdot)$ 连续、可微、非负的要求，可选取其形式为

$$U_j(d)=\begin{cases}R_{11}\ln\dfrac{d_{\mathrm{r}}+R_{12}}{d+R_{12}}+\dfrac{R_{11}}{d_{\mathrm{r}}+R_{12}}(d-d_{\mathrm{r}}) & d\leqslant d_{\mathrm{r}}\\ R_{21}\ln\dfrac{d_{\mathrm{m}}-d_{\mathrm{r}}+R_{22}}{-d+d_{\mathrm{m}}+R_{22}}+\dfrac{R_{21}}{d_{\mathrm{m}}-d_{\mathrm{r}}+R_{22}}(d_{\mathrm{r}}-d) & d_{\mathrm{r}}<d<d_{\mathrm{m}}\end{cases} \tag{4}$$

式中：$d=\left\|\boldsymbol{x}_{t,i}-\boldsymbol{x}_{t,j}\right\|$ 为两无人机的距离，$d_{\mathrm{r}}$ 为无人机间的平衡距离，当两无人机的距离小于 $d_{\mathrm{r}}$ 时，两者产生斥力，反之，两者产生引力。$d_{\mathrm{m}}$ 为可以产生势场力的最大范围，即集群的边界。$R_{11}$、$R_{12}$、$R_{21}$、$R_{22}$ 为控制势场强度大小的参数。在势场力作用下，无人机 $i$ 所受势场力可定义为势场函数的负梯度，由式 (4) 中设定的势场函数可得

$$r\left(\boldsymbol{x}_{t,i},\boldsymbol{x}_{t,j}\right)=-\operatorname{grad}\left(U_j(d)\right)=\begin{cases}\dfrac{R_{11}}{d+R_{12}}-\dfrac{R_{11}}{d_{\mathrm{r}}+R_{12}} & d\leqslant d_{\mathrm{r}}\\ \dfrac{-R_{21}}{d_{\mathrm{m}}-d+R_{22}}+\dfrac{R_{21}}{d_{\mathrm{m}}-d_{\mathrm{r}}+R_{22}} & d_{\mathrm{r}}<d<d_{\mathrm{m}}\end{cases} \tag{5}$$

由于式 (1) 中 $f(\dot{\boldsymbol{x}}_t)$ 和 $r_i(\boldsymbol{x}_t)$ 这 2 项与集群全局相关，求解式 (1) 时需要利用集群内所有无人机的信息。集群内无人机联合状态线性 SDE 可写为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{X}_t=\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_t\mathrm{d}t+\boldsymbol{H}\mathrm{d}t+\boldsymbol{B}\mathrm{d}\boldsymbol{W}_t \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{X}_t=[x_{t,1},\dot{x}_{t,1},y_{t,1},\dot{y}_{t,1},x_{t,2},\dot{x}_{t,2},y_{t,2},\dot{y}_{t,2},\cdots,x_{t,N},\dot{x}_{t,N},y_{t,N},\dot{y}_{t,N}]^{\mathrm{T}}$；矩阵 $\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{4N\times4N}$，定义为

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_1 & \boldsymbol{A}_2 & \cdots & \boldsymbol{A}_2\\ \boldsymbol{A}_2 & \boldsymbol{A}_1 & \cdots & \boldsymbol{A}_2\\ \vdots & & \ddots & \vdots\\ \boldsymbol{A}_2 & \boldsymbol{A}_2 & \cdots & \boldsymbol{A}_1\end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{A}_1=\begin{bmatrix}-\gamma & 1 & 0 & 0\\ 0 & (1-N)\alpha/N & 0 & 0\\ 0 & 0 & -\gamma & 1\\ 0 & 0 & 0 & (1-N)\alpha/N\end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{A}_2=\begin{bmatrix}0&0&0&0\\0&\alpha/N&0&0\\0&0&0&0\\0&0&0&\alpha/N\end{bmatrix} \tag{9}$$

矩阵$\boldsymbol{H}\in\mathbf{R}^{4N\times1}$, 定义为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{H}=&\left[\gamma p_{\mathrm{d}}^{x},\beta r_{1,x}(x_t),\gamma p_{\mathrm{d}}^{y},\beta r_{1,y}(y_t),\gamma p_{\mathrm{d}}^{x},\beta r_{2,x}(x_t),\right.\\&\gamma p_{\mathrm{d}}^{y},\beta r_{2,y}(y_t),\cdots,\gamma p_{\mathrm{d}}^{x},\beta r_{i,x}(x_t)\gamma p_{\mathrm{d}}^{y},\beta r_{i,y}(y_t),\cdots\\&\left.\gamma p_{\mathrm{d}}^{x},\beta r_{N,x}(x_t),\gamma p_{\mathrm{d}}^{y},\beta r_{N,y}(y_t)\right]^{\mathrm{T}}\end{aligned} \tag{10}$$

矩阵$\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{4N\times4N}$, 定义为

$$\boldsymbol{B}=\mathrm{diag}\left([\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_1,\cdots,\boldsymbol{B}_1]^{\mathrm{T}}\right) \tag{11}$$

$$\boldsymbol{B}_1=\begin{bmatrix}0&1&0&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

根据文献 [17], 在由$t$向$t+\tau$转移时, 式 (6) 中状态$\boldsymbol{X}_{t+\tau}$有精确解, 其表达式为

$$\boldsymbol{X}_{t+\tau}=\boldsymbol{F}(\tau)\boldsymbol{X}_t+\boldsymbol{M}(\tau)+\boldsymbol{\varepsilon}_t \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_t\sim\mathcal{N}(0,\boldsymbol{Q}(\tau))$, 在确定的目的地$\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}$下, $\boldsymbol{F}(\tau)$、$\boldsymbol{M}(\tau)$和$\boldsymbol{Q}(\tau)$共同定义了集群状态从 $t$ 时刻向$t+\tau$时刻的转移过程, 由文献 [18] 可得

$$\boldsymbol{F}(\tau)=\mathrm{e}^{\boldsymbol{A}\tau} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{M}(\tau)=\left(\boldsymbol{I}-\mathrm{e}^{\boldsymbol{A}\tau}\right)\boldsymbol{A}^{-1}\boldsymbol{H} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{Q}(\tau)=\int_t^{t+\tau}\mathrm{e}^{\boldsymbol{A}(t+\tau-s)}\boldsymbol{B}\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\mathrm{e}^{\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}(t+\tau-s)}\mathrm{d}s \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}=[\sigma_x,\sigma_y,\cdots,\sigma_x,\sigma_y]^{\mathrm{T}}$。

集群量测建模为集群状态在高斯噪声扰动下的线性函数, 第$n$次量测值$\boldsymbol{y}_n$的表达式为

$$\boldsymbol{y}_n=\boldsymbol{G}\boldsymbol{X}_{t_n}+\boldsymbol{v}_n \tag{17}$$

式中: $\boldsymbol{G}$ 为量测方程; $\boldsymbol{v}_n\sim\mathcal{N}(0,\boldsymbol{V}_n)$。式 (13) 和式 (17) 分别作为马尔可夫桥接分布下的集群运动状态方程和量测方程, 共同构成贝叶斯意图推断的系统方程。

## 2　可达域优化的贝叶斯意图推断

在敌方无人机集群抵近某个目的地时, 集群抵近目的地位置和时刻将是防御方最关心的 2 个攻击意图, 因此, 集群作战意图推断可分为目的地位置推断和到达时刻推断 2 部分。

由于无人机集群作战时会以自组织协调方式抵近目的地上空, 因此, 目的地对集群具有扩展状态。为了保证整个推断框架的线性高斯结构, 假设集群在时间 $\boldsymbol{T}$ 到达目的地, 目的地状态$\boldsymbol{X}_T$服从以下高斯分布:

$$p(\boldsymbol{X}_T|D=D_i)=\mathcal{N}(\boldsymbol{X}_T,\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}},\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{d}}) \tag{18}$$

式中: $p(\boldsymbol{X}_T|D=D_i)$为$\boldsymbol{X}_T$的概率密度函数, $D$ 为目的地; $\mathcal{N}$为高斯分布; $\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}$为目的地状态均值, $\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}=\left[p_{\mathrm{d}}^{x},v_{\mathrm{d}}^{x},p_{\mathrm{d}}^{y},v_{\mathrm{d}}^{y},\cdots,p_{\mathrm{d}}^{x},v_{\mathrm{d}}^{x},p_{\mathrm{d}}^{y},v_{\mathrm{d}}^{y}\right]^{\mathrm{T}}$。$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{d}}$为协方差矩阵, 用来确定目的地的扩展范围和集群到达目的地后的许可速度偏差。

对于无人机集群到达目的地的时刻, 虽然准确时刻难以获知, 但根据对敌方无人机型号、技术指标、运动态势等先验信息, 指挥信息系统可预估出一段时间$[t_{\mathrm{a}},t_{\mathrm{b}}]$作为可能到达时段。假设集群抵达目的地准确时刻服从时间段$[t_{\mathrm{a}},t_{\mathrm{b}}]$内的均匀分布$\mathcal{U}$, 有式 (19) 成立:

$$p(T|D)=\mathcal{U}(t_{\mathrm{a}},t_{\mathrm{b}}) \tag{19}$$

### 2.1　贝叶斯推断基础

由于目的地先验信息需要一直贯穿于滤波过程, 为保证贝叶斯推断框架结构, 在第$n$次量测下, 需将集群状态增广为$\boldsymbol{Z}_{t_n}=\left[\boldsymbol{X}_{t_n}^{\mathrm{T}},\boldsymbol{X}_T^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$。假设集群在时刻$T_j$抵达目的地$D_i$, 此时集群增广状态表示为$\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}$, 在量测$\boldsymbol{y}_{1:n}$的条件下, 对$p\left(\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}|\boldsymbol{y}_{1:n},D=D_i,T=T_j\right)$进行滤波, 计算量测似然$p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i,T=T_j\right)$作为意图推断的基础。

对于具有确定作战意图的无人机集群, 无论滤波过程进行到何时, 目的地$\boldsymbol{X}_T^{(i)}$均不会发生变化, 即$p\left(\boldsymbol{X}_T^{(i)}|\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)=1$, 则可得

$$\begin{aligned}&p\left(\boldsymbol{Z}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)},D=D_i,T=T_j\right)=\\&\quad p\left(\boldsymbol{X}_T^{(i)}|\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)\times\\&\quad p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)=\\&\quad p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)\end{aligned} \tag{20}$$

$p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)$的计算由式(21) 给出:

$$\begin{aligned}&p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i)},D=D_i,T=T_j\right)\propto\\&\quad p\left(\boldsymbol{X}_T^{(i)}|\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)},D=D_i,T=T_j\right)\times\\&\quad p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},D=D_i,T=T_j\right)=\\&\quad\mathcal{N}\left(\boldsymbol{X}_T^{(i)};\boldsymbol{F}_x^{(i,j)}\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}+\boldsymbol{M}_x^{(i,j)},\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)}\right)\times\\&\quad\mathcal{N}\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)};\boldsymbol{F}_h^{(i,j)}\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)}+\boldsymbol{M}_h^{(i,j)},\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)}\right)\end{aligned} \tag{21}$$

式中: $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{M}$和$\boldsymbol{Q}$矩阵的计算式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_x^{(i,j)}=\boldsymbol{F}(T_j-t_{n+h},D_i)\\\boldsymbol{F}_h^{(i,j)}=\boldsymbol{F}(t_{n+h}-t_n,D_i)\\\boldsymbol{M}_x^{(i,j)}=\boldsymbol{M}(T_j-t_{n+h},D_i)\\\boldsymbol{M}_h^{(i,j)}=\boldsymbol{M}(t_{n+h}-t_n,D_i)\\\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)}=\boldsymbol{Q}(T_j-t_{n+h},D_i)\\\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)}=\boldsymbol{Q}(t_{n+h}-t_n,D_i)\end{cases} \tag{22}$$

根据文献 [13], 式(21)可简化为

$$p\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)}|\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{X}_T^{(i,j)},D=D_i,T=T_j\right)=\mathcal{N}\left(\boldsymbol{X}_{t_{n+h}}^{(i,j)};\boldsymbol{c}_{t_n}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}\right) \tag{23}$$

式中：

$$\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}=\left(\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)^{-1}}+\boldsymbol{F}_x^{(i,j)\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)^{-1}}\boldsymbol{F}_x^{(i,j)}\right)^{-1} \tag{24}$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{c}_{t_n}^{(i,j)}=&\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}\left[\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)^{-1}}\left(\boldsymbol{F}_h^{(i,j)}\boldsymbol{X}_{t_n}^{(i,j)}+\boldsymbol{M}_h^{(i,j)}\right)+\right.\\&\left.\boldsymbol{F}_x^{(i,j)\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)^{-1}}\left(\boldsymbol{X}_T^{(i)}-\boldsymbol{M}_x^{(i,j)}\right)\right]=\\&\boldsymbol{H}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}+\boldsymbol{M}_{t_n}^{(i,j)}\end{aligned} \tag{25}$$

其中：

$$\boldsymbol{H}_{t_n}^{(i,j)}=\left[\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)^{-1}}\boldsymbol{F}_h^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{F}_x^{(i,j)\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)^{-1}}\right]$$

$$\boldsymbol{m}_{t_n}^{(i,j)}=\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}\left(\boldsymbol{Q}_h^{(i,j)^{-1}}\boldsymbol{M}_h^{(i,j)}-\boldsymbol{F}_x^{(i,j)\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_x^{(i,j)^{-1}}\boldsymbol{M}_x^{(i,j)}\right)$$

对于增广状态$\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}$在$t_n$到$t_{n+h}$的转移，状态方程可改写为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}_{t_{n+h}}^{(i,j)}=\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}+\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)}+\boldsymbol{\gamma}_{t_n}^{(i,j)}\\\boldsymbol{\gamma}_{t_n}^{(i,j)}\sim\mathcal{N}\left(0,\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)}\right)\end{cases} \tag{26}$$

式中：

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}_{t_n}^{(i,j)}\\\boldsymbol{p}_T\end{bmatrix}\\\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{t_n}^{(i,j)}\\\boldsymbol{O}_r\end{bmatrix}\\\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{t_n}^{(i,j)}&\boldsymbol{O}_r\\\boldsymbol{O}_r&\boldsymbol{O}_r\end{bmatrix}\end{cases} \tag{27}$$

式中：$r=4N$，$N$为集群内无人机个数；$\boldsymbol{P}_T=[\boldsymbol{O}_r,\boldsymbol{I}_r]$；$\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}\in\mathbf{R}^{2r\times 2r}$为增广状态转移矩阵，反映无人机自身运动规律和群内速度匹配作用；$\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)}\in\mathbf{R}^{2r\times 1}$为均值恢复增广矩阵，反映集群内个体所受其他无人机吸引、排斥作用和目的地对集群的位置、速度的影响；$\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)}\in\mathbf{R}^{2r\times 2r}$为噪声协方差增广矩阵，由集群内个体运动噪声和其他成员运动噪声共同作用形成。

对于增广状态$\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}$，若量测值为$k$维向量，则量测矩阵可增广为$\tilde{\boldsymbol{G}}=[\boldsymbol{G},\boldsymbol{O}_{k\times r}]$。量测方程可改写为

$$\boldsymbol{y}_n=\tilde{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{Z}_{t_n}^{(i,j)}+\boldsymbol{v}_n \tag{28}$$

式中：$\boldsymbol{v}_n$为协方差$\boldsymbol{V}_n$的高斯白噪声。

在已知量测$\boldsymbol{y}_{1:n}(n=1,2,\cdots,N)$条件下，确定目的地$D_i$和抵达时刻$T_j$后，基于式(26)和式(28)组成的增广状态系统模型，可在卡尔曼滤波框架下对状态的估计值进行迭代计算[19]。第$n$次迭代时刻，条件预测误差分解$l_n^{(i,j)}$可作为第$n$次量测似然值$p(\boldsymbol{y}_n|\boldsymbol{y}_{1:n-1},D=D_i,T=T_i)$，表达式为

$$l_n^{(i,j)}=\mathcal{N}\left(\boldsymbol{y}_n;\tilde{\boldsymbol{G}}\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)},\tilde{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}\tilde{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{V}_{t_n}\right) \tag{29}$$

式中：$\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}$为协方差矩阵。

由于

$$p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i,T=T_j)=p(\boldsymbol{y}_n|\boldsymbol{y}_{1:n-1},D=D_i,T=T_j)\times p(\boldsymbol{y}_{1:n-1}|D=D_i,T=T_j) \tag{30}$$

则当前时刻量测值的步数$n$所获得的全部量测值的似然为

$$L_n^{(i,j)}=p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i,T=T_j)=\prod_{k=1}^{n}l_k^{(i,j)} \tag{31}$$

基于本节推导，贝叶斯推断的伪代码如下。

**算法** 贝叶斯推断基础

**输入：** 量测$\boldsymbol{y}_{1:n}$

**初始化：** 目的地数量$N_D$，到达时刻的采样数量$N_T$；对任意$D_i(i=1,2,\cdots,N_D)$和$T_j(j=1,2,\cdots,N_T)$，将$\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_0}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{t_0}^{(i,j)}$设为先验值且设$L_{t_0}^{(i,j)}=1$，计算状态转换矩阵$\boldsymbol{R}_{t_0}^{(i,j)}$、均值回归矩阵$\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_0}^{(i,j)}$和协方差矩阵$\boldsymbol{U}_{t_0}^{(i,j)}$。

for $n=1,2,\cdots,N$ do

for $i=1,2,\cdots,N_D$ do

for $j=1,2,\cdots,N_T$ do

对量测时间$t_n$，目的地$D_i$，和到达时刻$T_j$，计算状态转换矩阵$\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}$、均值回归矩阵$\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)}$和协方差矩阵$\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)}$。

预测：

$$\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}=\boldsymbol{R}_{t_{n-1}}^{(i,j)}\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_{n-1}}^{(i,j)}+\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_{n-1}}^{(i,j)}$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}=\boldsymbol{R}_{t_{n-1}}^{(i,j)}\boldsymbol{\Sigma}_{t_{n-1}}^{(i,j)}\boldsymbol{R}_{t_{n-1}}^{(i,j)^T}+\boldsymbol{U}_{t_{n-1}}^{(i,j)}$$

预测误差分解(prediction error decomposition, PED)计算：

$$l_n^{(i,j)}=\mathcal{N}\left(\boldsymbol{y}_n;\tilde{\boldsymbol{G}}\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)},\tilde{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}\tilde{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{V}_{t_n}\right)$$

似然更新：$L_n^{(i,j)}=L_{n-1}^{(i,j)}l_n^{(i,j)}$

修正：

$$\boldsymbol{K}^{(i,j)}=\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}\tilde{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}\tilde{\boldsymbol{G}}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{V}_{t_n})^{-1}$$

$$\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n}^{(i,j)}=\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}+\boldsymbol{K}^{(i,j)}(\boldsymbol{y}_n-\tilde{\boldsymbol{G}}\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)})$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_{t_n}^{(i,j)}=(\boldsymbol{I}_r-\boldsymbol{K}^{(i,j)}\tilde{\boldsymbol{G}})\boldsymbol{\Sigma}_{t_n|t_{n-1}}^{(i,j)}$$

end for

end for

end for

**输出：** $L_n$

## 2.2 可达域优化

### 2.2.1 可达域优化思想

根据集群运动模型，由于目的地对集群运动速度进行了约束且无人机集群本身存在机动能力的限制，因此，对于所假设的目的地$D_i$、到达时刻$T_j$的集群运动，利用当前时刻$t_n$的集群状态跟踪信息$\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n}^{(i,j)}$作为初始条件，预测集群在到达时刻$T_j$的可达域$\Omega$，判断可达域$\Omega$是否包含假设目的地$D_i$，可作为无人机意图推断的另一重要信息来源。

图1为可达域优化思想，若集群的假设目的地

为 1 而集群实际目的地为 2(见图 1(a)), 利用以假设目的地 1 所建模型进行集群状态预测, 利用实际量测点进行状态更新, 滤波结果$\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n}^{(i,j)}$在图 1 中质心滤波点处, 可达域$\Omega$预测结果可能不包含假设目的地 1, 而且这种可能性会随着滤波过程的进行逐渐增大, 即预测可达域$\Omega$逐渐偏向实际目的地 2, 如图 2 所示。而若假设目的地与实际目的地重合, 则由滤波结果所计算的集群可达域会以更大的概率包含所假设的目的地, 如图 1(b) 所示, 且概率随滤波过程逐渐增大。

可达域优化贝叶斯推断流程如图 3 所示, 进行贝叶斯初步推断后, 利用预测可达域$\Omega$是否包含假设目的地$D_i$作为判断假设是否合理的条件, 若假设合理则$l_n^{(i,j)}$乘以优化系数$\alpha_{\mathrm{m}}$ $(1>\alpha_{\mathrm{m}}>0.5)$来提高相对量测似然度, 反之则乘以$(1-\alpha_{\mathrm{m}})$降低相对量测似然度, 以重新修正的$\tilde{l}_n^{(i,j)}$进行意图推断。

### 2.2.2　可达域计算方法

获得$t_n$时刻集群跟踪滤波值后, 为求解假设到达时刻$T_j$的预测可达域, 首先需对集群在$T_i$时刻的状态进行预测, 预测过程为

$$\hat{\boldsymbol{Z}}_{T_j|t_n}^{(i,j)}=\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}\hat{\boldsymbol{Z}}_{t_n}^{(i,j)}+\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)} \tag{32}$$

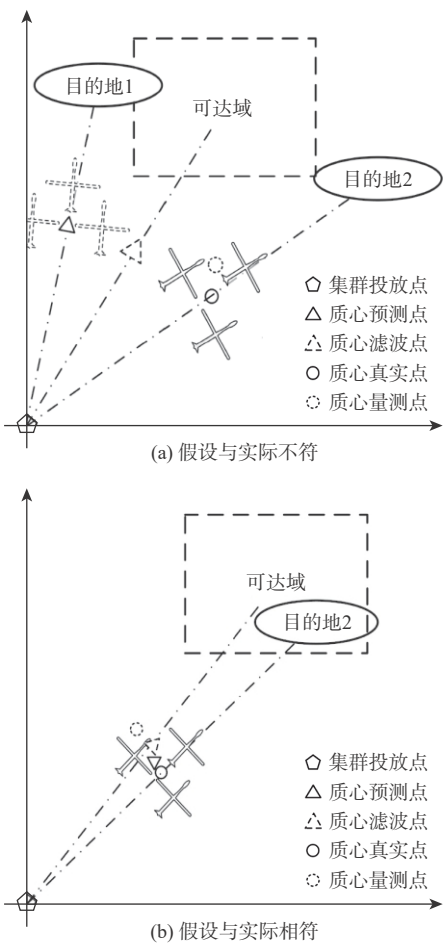



图 1　可达域优化思想

Fig. 1　Idea of reachable domain optimization

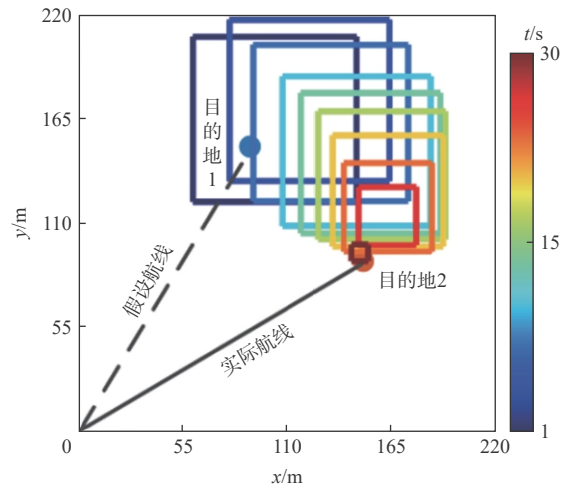



图 2　可达域变化过程

Fig. 2　Process of reachable domain change

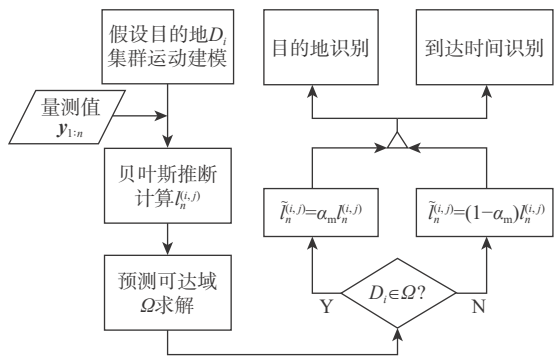



图 3　可达域优化推断流程

Fig. 3　Using reachable domain to optimize inference result flow

$$\boldsymbol{\Sigma}_{T_j|t_n}^{(i,j)}=\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{\Sigma}_{t_n}^{(i,j)}\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)\mathrm{T}}+\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)} \tag{33}$$

式中: 计算矩阵$\boldsymbol{R}_{t_n}^{(i,j)}$、$\tilde{\boldsymbol{m}}_{t_n}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{U}_{t_n}^{(i,j)}$时, 预测步数$h=T_j-t_n$。

由于预测过程不改变噪声及状态分布的性质, 预测集群状态仍为高斯分布。

集群的可达域是一个动态变化的过程, 因此, 可以通过预测集群各个运动维度可以到达的近界$d_{\min}$和远界$d_{\max}$得到预测可达域$\Omega$, 二维平面内可达域计算为

$$\begin{cases} d_x=d_{x_{\min}}+\kappa_x(d_{x_{\max}}-d_{x_{\min}}) & 0\leqslant\kappa_x\leqslant 1 \\ d_y=d_{y_{\min}}+\kappa_y(d_{y_{\max}}-d_{y_{\min}}) & 0\leqslant\kappa_y\leqslant 1 \end{cases} \tag{34}$$

$$\Omega=\bigcup_{\kappa_x,\kappa_y=0}^{1}[d_x,d_y] \tag{35}$$

式中: $\kappa_x$和$\kappa_y$为范围系数。

由式 (34) 可知, 求解预测可达域的关键在于实时计算集群可达的近界和远界, 但目的地$\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}}$在可达域内的位置会直接影响集群运动过程。综上可知, 集群预测位置是预测初始时刻和假设目的地的二元函数, 即$\hat{\boldsymbol{Z}}_{T_j|t_n}^{(i,j)}=f(\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}},t_n)$, 如图 4 所示。图中不同曲线代表不同假设目的地, 红色虚线代表实际目的

地。可见，随着滤波过程的进行，不论假设目的地的远近，集群均逐渐偏向实际目的地，且与实际目的地相距越远的曲线曲率越大。基于这一特性，设置阈值$\delta$，预测目的地的远、近界满足：

$$\begin{cases} d_{\min} = \hat{Z}^{(i,j)}_{d_{\min},T_j|t_n} - \delta \\ d_{\max} = \hat{Z}^{(i,j)}_{d_{\max},T_j|t_n} + \delta \end{cases} \tag{36}$$

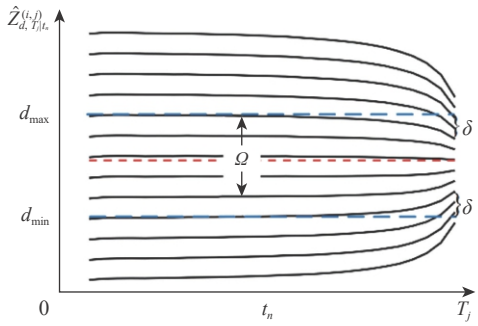



图4 可达域计算方法

Fig. 4 Calculation method of reachable domain

### 2.3 意图识别

#### 2.3.1 目的地识别

识别目的地即计算后验分布$p(D=D_i\,|\,\boldsymbol{y}_{1:n})$，根据贝叶斯原理，有

$$p(D=D_i\,|\,\boldsymbol{y}_{1:n}) \propto p(\boldsymbol{y}_{1:n}\,|\,D=D_i)\,p(D=D_i) \tag{37}$$

目的地先验分布是与集群轨迹信息无关的离散概率分布，可以通过攻击威胁评估进行确定[20]，若有$N_D$个可能目的地，当目的地对来袭目标同等重要时，可以简单令

$$p(D=D_i)=\frac{1}{N_D} \tag{38}$$

由于到达时刻未知，所以量测似然$p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i)$是对所有可能到达时刻$T_j$的积分，表示为

$$p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i)=\int_{T\in[t_a,t_b]} p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i,T)\,p(T|D_i)\,\mathrm{d}T \tag{39}$$

式(39)积分的解析解难以直接计算，但根据先前假设到达时刻在假设时间段内均匀分布的条件，可以采用辛普森积分公式近似计算。在$[t_a,t_b]$内均匀采样$q$个点($q$为奇数)$T_1,T_3,\cdots,T_q$，计算形式如式(40)，此时对于$T_j<t_n$，显然有$p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D,T=T_j<t_n)=0$。

$$\begin{aligned} p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D) \approx & \\ \frac{T_q-T_1}{3(q-1)} & \left[p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D,T=T_1)+p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|D,T=T_q\right)+\right. \\ 4\sum_{j=1}^{(q-1)/2} & p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|D,T=T_{2j}\right)+2\left.\sum_{j=1}^{(q-1)/2-1} p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|D,T=T_{2j+1}\right)\right] \end{aligned} \tag{40}$$

对先验分布和量测似然的乘积进行归一化后可得目的地的后验分布，表达式为

$$p(D=D_i|\boldsymbol{y}_{1:n})=\frac{p(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_i)\,p(D=D_i)}{\sum\limits_{D_j} p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|D=D_j\right)p(D=D_j)} \tag{41}$$

#### 2.3.2 到达时间识别

与目的地识别方法类似，对于已获得的目的地推断$D_i$，识别到达时间即计算后验分布$p(T|\boldsymbol{y}_{1:n},D=D_i)$，根据贝叶斯原理，可得

$$p(T|D=d,\boldsymbol{y}_{1:t}) \propto p(\boldsymbol{y}_{1:t}|T,D=D_i)\,p(T|D=D_i) \tag{42}$$

对于离散的积分点$T_1,T_3\cdots,T_q$，后验分布计算表达式为

$$p(T|\boldsymbol{y}_{1:n},D=D_i)\approx\sum_{j=1}^{q} w_j\delta_{\{T_j\}} \tag{43}$$

式中：$\delta_{\{T_j\}}$为位于$T_j$的Dirac delta函数。为保证所有离散积分点的概率和为1，设置归一化权重$w_j$，其表达式为

$$w_j=\frac{p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|T=T_j,D=D_i\right)p\left(T_j|D=D_i\right)}{\sum\limits_{j=1}^{q} p\left(\boldsymbol{y}_{1:n}|T=T_j,D=D_i\right)p\left(T_j|D=D_i\right)} \tag{44}$$

## 3 实验验证

### 3.1 集群运动模拟

为验证本文模型的合理性，现对式(1)中所提出的本文模型进行仿真模拟。设置集群运动模型参数$\alpha=\beta=0.06$，$\gamma=0.04$，其他参数如表1所示。初始时刻，集群中有5架无人机，在半径为10 m，中心为(10,10)的圆内随机均匀投放，初始速度为$x$、$y$方向上[0,45] m/s内的随机数，投放后集群自组织协同向目的地飞行，初始时刻单架无人机的状态协方差$\boldsymbol{P}_0=\mathrm{diag}\left([100,10,100,10]^{\mathrm{T}}\right)$。设置目的地状态$\boldsymbol{X}_T$=[1 400, 0,2 040,0]，目的地状态协方差$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{d}}=\mathrm{diag}\left([100,5,100,5]^{\mathrm{T}}\right)$，整个运动过程集群始终以$\boldsymbol{X}_T$为最终目的地，集群抵达目的地时刻$T_D=74$ s。

表1 参数定义

Table 1 Parameter definition

| $d_{\mathrm{r}}$ | $d_{\mathrm{m}}$ | $\begin{bmatrix}R_{11},R_{12}\\R_{21},R_{22}\end{bmatrix}$ | $[\sigma_x,\sigma_y]$ |
|---|---|---|---|
| 15 | 30 | $\begin{bmatrix}4,3\\4,1\end{bmatrix}$ | [3,3] |

图5为集群向目的地运动的全过程，其中，UAV1～UAV5为集群中无人机的编号，$D_1$表示目的地位置。图6为各时期集群成员的实际运动速度，实际运动速度计算为$\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}=(\boldsymbol{x}_{t+\tau}-\boldsymbol{x}_t)/\tau$。由图6可知，运动初始阶段，受目的地的吸引作用，集群实际运动速度大幅提高，伴随着集群间自组织交互，各成员间位置关系得以协调，速度逐渐趋于一致。

这得益于集群运动方程中引入了速度的定义, 通过成员间速度的协调和势场力的作用改变了原来杂乱的运动过程, 形成了稳定的集群结构。运动过程中, 集群以稳定的结构、一致的速度向目的地移动, 但由于目的地状态对速度的限制, 集群整体实际运动速度逐渐减小。到达目的地时, 集群状态收敛调整为目的地状态, 运动过程结束。

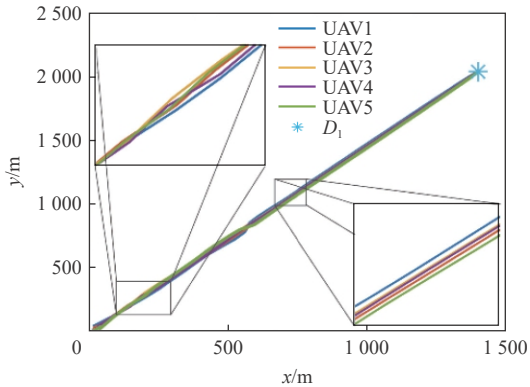



图 5　集群运动过程

Fig. 5　Cluster movement process

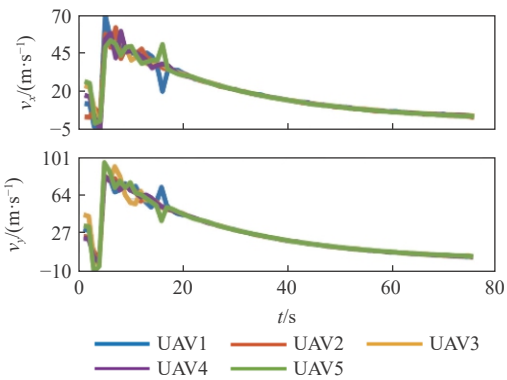



图 6　集群速度收敛过程

Fig. 6　Convergence process of cluster speed

## 3.2　意图推断

### 3.2.1　场景构建

为验证本文方法对无人机集群作战意图推断的有效性, 证明可达域优化思想对基本方法性能的提升作用, 基于沿海攻击场景设置实验。集群运动模型参数定义如表 1 所示, 初始时刻无人机集群投放状态与实验 3.1 节相同。设置目的地位置如表 2 所示, 集群到达目的地时速度要求 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{d}}=[0,0]^{\mathrm{T}}$。量测噪声协方差 $\boldsymbol{V}_n=\mathrm{diag}\left([10,10]^{\mathrm{T}}\right)$。在利用可达域优化过程中, 设置阈值 $\delta=75$, 优化系数 $\alpha_{\mathrm{m}}=0.8$。

### 3.2.2　推断结果

实验过程中, 集群投放位置相同, 按照目的地 1～5 的顺序, 分别以 5 个目的地为最终目的地进行 5 次独立重复实验, 即共进行 25 次实验。每次实验的集群到达时刻分别为 $T_{D_1}=70$ s, $T_{D_2}=72$ s, $T_{D_3}=74$ s, $T_{D_4}=74$ s, $T_{D_5}=76$ s, 预测可能到达时段均为[68,80] s, 均匀采样次数 $q=7$。

图 7 为基于可达域优化的目的地推断结果。可知, 集群运动初始阶段并未完全朝向最终目的地, 有的甚至朝向其他目的地运动, 此时对最终目的地推断的概率较小。随着运动过程的进行, 集群朝向最终目的地进行机动, 本文方法能迅速推断出正确的最终目的地, 且随着集群抵近目的地, 推断概率不断提升, 该图清楚地表现了基于桥接分布的目的地推断的能力。

**表 2　目的地位置**

**Table 2　Location of destination**

| 目的地 | 位置坐标/m | 目的地 | 位置坐标/m |
|---|---|---|---|
| $D_1$ | (1 400,2 040) | $D_4$ | (2 880,2 940) |
| $D_2$ | (1 960,2 500) | $D_5$ | (3 440,2 680) |
| $D_3$ | (2 560,3 360) | | |

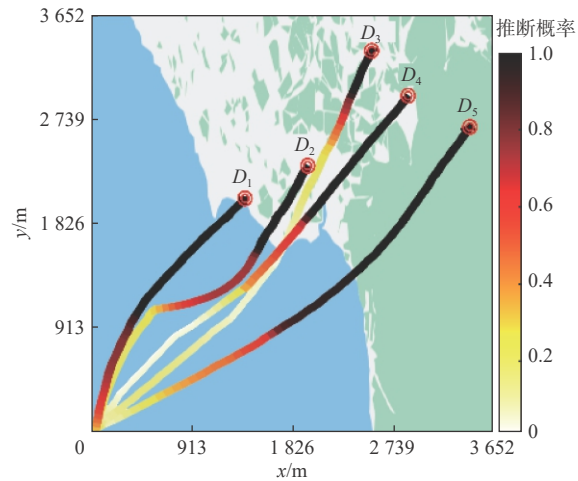



图 7　目的地推断结果

Fig. 7　Destination inference results

图 8 和图 9 对比了本文方法与基础方法的性能。可以看出, 集群运动初始阶段, 由于集群朝向的目的地并非最终目的地, 可达域优化小幅降低了最终目的地的推断概率, 但随着集群朝最终目的地机动, 最终目的地的正确推断概率被大幅提升, 最大提升了 28.7%。图 8 详细描述了 5 次实验中可达域优化对目的地推断概率的提升情况, 可见对不同目的地, 推断概率提升效果不同, $D_3$ 的推断概率提升较小, 这是由于可达域优化的作用在于在推断概率提升阶段使其能以更快的速度提升, 即对应图 9 中 40～60 s 阶段。而 $D_3$ 的推断概率在前期一直处于一个较低水平, 并未显著增长, 直至 60 s 后快速提升阶段可达域优化效果得以显现。归根结底, 可达域优化对推断概率的提升依赖于基础贝叶斯方法推断的效果, 即依赖于集群运动过程与目的地的

相对位置关系。若集群运动能显著区分目的地即如 $D_1$、$D_5$ 的情况则优化效果明显，反之则优化效果显现较迟。

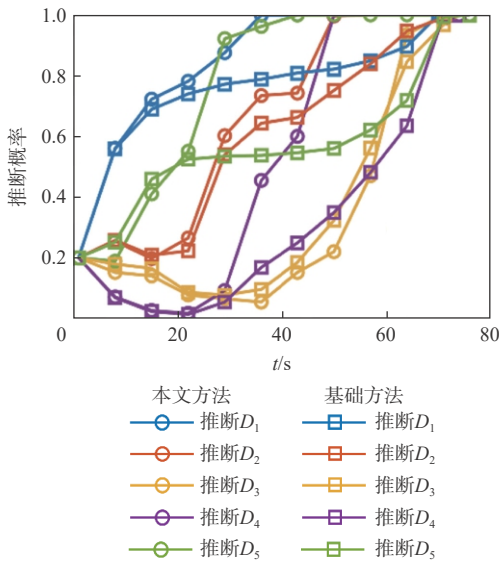



图 8 目的地推断概率

Fig. 8 Destination inference probability

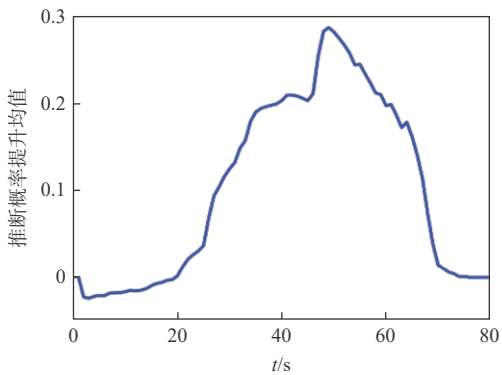



图 9 推断概率提升均值

Fig. 9 Inference probability average improvement

图 10 为集群运动过程中 2 种方法对抵达时刻的推断结果，左侧为本文方法的推断结果，右侧为基础方法的推断结果，颜色饱和度反映推断的概率。图中 $T_1 \sim T_7$ 代表不同采样时刻，即 $T_1 = 68$ s、$T_2 = 70$ s、$T_3 = 72$ s，$T_4 = 74$ s，$T_5 = 76$ s，$T_6 = 78$ s，$T_7 = 80$ s。可以看出，随着运动过程的进行，推断的抵达时刻逐渐减小并最终确定为实际抵达时刻。由于 $\tilde{l}_n^{(i,j)} = \alpha_m l_n^{(i,j)} < l_n^{(i,j)}$，本文方法在运动末期对抵达时刻的推断概率略小于基础方法，但这并不影响抵达时刻的推断结果，且本文方法能更早地推断出实际抵达时刻。

### 3.2.3 大样本仿真

为量化本文方法对基础方法的提升作用，本文在 3.2.2 节中 5 组实验外进行了 200 个运动样本的仿真实验，实验共分 8 组，每组分别以 5 个目的地各设置 5 个运动过程，即每组 25 个运动样本。其中一组仿真结果如图 11 所示。

图 12 为可达域优化对推断结果的提升效果。在目的地推断方面，图 12 上图反映集群飞行全过程可达域优化对基础方法推断概率的提升均值。在抵达时刻推断方面，图 12 下图反映了可达域优化对基础方法推断结果的平均提前时间。图 12

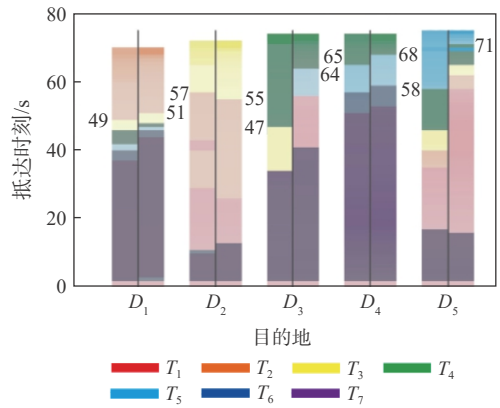



图 10 抵达时刻推断结果

Fig. 10 Arrival time inference result

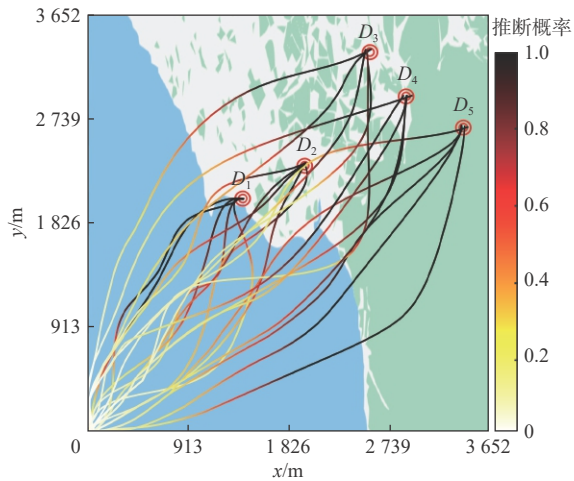



图 11 一组样本仿真结果

Fig. 11 One set of sample simulation results

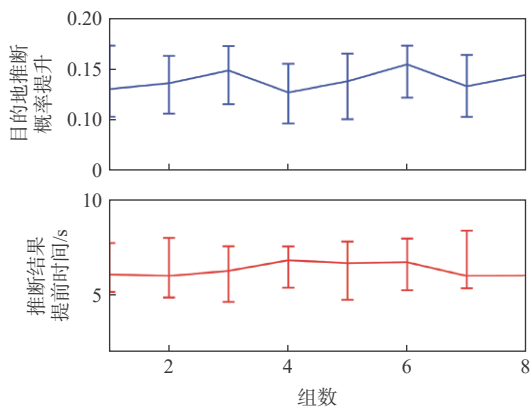



图 12 可达域优化效果

Fig. 12 Reachable domain optimization effect

中标示了每组实验中, 25 个运动样本的最小、最大及平均提升效果。由实验数据计算可得, 本文实验中, 可达域优化使基本贝叶斯意图推断对抵达目的地的推断概率平均提高了 13.86%, 对抵达时刻的推断结果平均提前了 6.51 s。

## 4　结　论

1) 本文模型符合实际经验, 当无人机集群确定最终目的地后, 本文方法能更早确定集群抵达目的地时刻, 并能以更大概率推断出正确的目的地位置。

2) 本文模型综合考虑了无人机的自主运动和群内交互作用, 并能实现集群成员速度的快速一致收敛。

3) 本文方法基于贝叶斯推断过程, 所需先验信息较少, 并可适用于目标的不同运动场景。

由于可达域优化过程需要人工选择参数$\delta$和$\alpha_{\mathrm{m}}$, 难以直接确定最优值, 如何基于集群运动时序信息通过机器学习等方法选择最优参数将是下一步的研究重点。

### 参考文献（References）


[1] BORDEAUX J. Self-organized air tasking: Examining a non-hierarchical model for joint air operations[EB/OL]. (2012-10-03)[2021-09-22].http://www.dodccrp.org/events/9th_ICCRTS/CD/papers/114.pdf.

[2] 党爱国, 王坤, 王延密, 等. 无人机集群作战概念发展对未来战场攻防影响[J]. 战术导弹技术, 2019(1): 37-41.
DANG A G, WANG K, WANG Y M, et al. The impact of UAVs swarming fighting concept development on attack and defense in future battlefield[J]. Tactical Missile Technology, 2019(1): 37-41(in Chinese).

[3] MONREALE A, PINELLI F, TRASARTI R, et al. WhereNext: A location predictor on trajectory pattern mining[C]//Proceedings of the 15th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2009: 637-646.

[4] 伍之前, 李登峰. 基于推理和多属性决策的空中目标攻击意图判断模型[J]. 电光与控制, 2010, 17(5): 10-13.
WU Z Q, LI D F. A model for aerial target attacking intention judgment based on reasoning and multi-attribute decision making[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(5): 10-13(in Chinese).

[5] 崔洋培, 吴庆宪, 陈谋. 基于自适应神经模糊推理系统的空中目标意图预测[C]//第15届中国系统仿真技术及其应用学术会议论文集, 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2014: 277-281.
CUI Y P, WU Q X, CHEN M. Aerial target intention prediction based on adaptive neuro-fuzzy inference system[C]//Proceedings of the 15th China Symposium on System Simulation Technology and Its Application. Hefei : University of Science and Technology of China Press , 2014: 277-281 (in Chinese).

[6] REYNOLDS C W. Flocks, herds and schools: A distributed behavioral model[C]//Proceedings of the 14th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques. New York: ACM, 1987: 25-34.

[7] VICSEK T, CZIRÓK A, BEN-JACOB E, et al. Novel type of phase transition in a system of self-driven particles[J]. Physical Review Letters, 1995, 75(6): 1226-1229.

[8] COUZIN I D, KRAUSE J, FRANKS N R, et al. Effective leadership and decision-making in animal groups on the move[J]. Nature, 2005, 433(7025): 513-516.

[9] ROMANCZUK P, BÄR M, EBELING W, et al. Active brownian particles: From individual to collective stochastic dynamics[J]. The European Physical Journal Special Topics, 2012, 202(1): 1-162.

[10] MOGILNER A, EDELSTEIN-KESHET L, BENT L, et al. Mutual interactions, potentials, and individual distance in a social aggregation[J]. Journal of Mathematical Biology, 2003, 47(4): 353-389.

[11] DUSTIN J N. Exploitation of self organization in UAV swarms for optimization in combat environments [D]. Ohio : Air Force Institute of Technology, 2008.

[12] AHMAD B I, MURPHY J, LANGDON P M, et al. Destination inference using bridging distributions[C]//2015 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing . Piscataway: IEEE Press, 2015: 5585-5589.

[13] AHMAD B I, MURPHY J K, LANGDON P M, et al. Bayesian intent prediction in object tracking using bridging distributions[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2018, 48(1): 215-227.

[14] STONE L D, STREIT R L, CORWIN T L, et al. Bayesian multiple target tracking[M]. Norwood : Artech House Publishers , 2013: 82-83.

[15] PANG S K, LI J, GODSILL S J. Detection and tracking of coordinated groups[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(1): 472-502.

[16] PANG S K, LI J, GODSILL S J. Models and algorithms for detection and tracking of coordinated groups[C]//2008 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-17.

[17] AHMAD B I, MURPHY J K, LANGDON P M, et al. Intent inference for hand pointing gesture-based interactions in vehicles[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2016, 46(4): 878-889.

[18] OKSENDAL B. Stochastic differential equations: An introduction with applications[M]. Beilin: Springer, 2013.

[19] HAUG A J. Bayesian estimation and tracking: A practical guide[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc. , 2012.

[20] 史小斌, 顾红, 苏卫民, 等. 地面侦察雷达目标威胁度评估方法研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(6): 1128-1135.
SHI X B, GU H, SU W M, et al. Study of target threat assessment for ground surveillance radar[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(6): 1128-1135(in Chinese).

# Operational intention inference of UAV cluster based on bridging distributions

XUE Xirui，HUANG Shucai*，WEI Daozhi

(College of Air and Missile Defense，Air Force Engineering University，Xi'an 710051，China)

Abstract：Aiming at the problem that it is difficult to infer the attack intention of UAV clusters effectively,in this paper, a UAV cluster motion model is proposed based on cluster coordination rules and a Markov bridging distribution derived from an integrated Ornstein-Uhlenbeck（IOU）motion process with explicit velocity definition. Based on this, a method to optimize the Bayesian intention inference results is proposed by using the idea of the reachable domain.The stochastic differential equation is used to combine the cluster cooperative motion model with the Markov bridge model, and the discrete form of the model is derived. The method of using the reachable domain to optimize the Bayesian intention inference results is derived second, based on the fundamental Bayesian inference method, taking into account the restriction of the destination state on the cluster state, by calculating the reachable domain of the cluster and modifying the measurement likelihood. The results of the simulations demonstrate that the proposed model is capable of simulating the cluster's movement process with great accuracy and effectively predicting the cluster's operational intention.

Keywords：operational intention inference；UAV cluster；Markov bridging distributions；Bayesian theory；reachable domain

**Received**：2021-11-30；**Accepted**：2022-02-25；**Published Online**：2022-03-15 16：32

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220314.1632.001.html

* **Corresponding author**. E-mail：rayngu@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0732

# 显著性指导下图像迁移

蒋铼[1]，戴宁[1]，徐迈[1,*]，邓欣[2]，李胜曦[1]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 网络空间安全学院，北京 100191)

**摘 要**：开拓了显著性指导下图像迁移新任务，在图像内容及保真度不变条件下，为使迁移后图像满足用户指定的显著图分布，提出一种全新的生成对抗网络(SalG-GAN)方法。对于给定的原始图像和目标显著图，所提方法可高效生成符合目标显著图的迁移图像。在所提方法中，引入解耦表示框架用于激励模型，针对相同的显著图输入，生成内容不同的迁移图像；在该框架基础上，设计基于显著图的注意模块作为一种特殊的注意力机制，辅助网络在图像迁移过程中聚焦于关键区域；同时，在所提方法中构造基于显著性的生成器、编码器、全局和局部鉴别器等深度网络结构。此外，建立用于显著性指导下图像迁移任务的大规模数据集，用于训练和评估所提方法，具体包括一个大规模的合成数据集和一个包括人眼视觉注意点的真实数据集。在2个数据集上的实验结果表明：所提方法在显著性指导下图像迁移任务中具有优异性能，远优于基准生成对抗网络方法。

**关 键 词**：显著性；生成对抗网络；图像迁移；注意力机制；数据集
**中图分类号**：TP391.4
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2689-10

近年来，随着基于生成对抗网络(generative adversarial network, GAN)和变分自动编码器(variational auto encoder, VAE)等方法的快速发展，条件图像生成技术已经成为研究热点。利用文本[1-2]、草图[3]、布局[4]、面部属性[5-6]和场景图[7]等条件信息生成高质量图像，已经取得了突破性的成果。其中，最具代表性的工作为图像迁移[3,8-10]，即实现不同风格图像之间的迁移。具体地，图像风格迁移聚焦于生成结构上与原始输入相似，但在风格上[8]或纹理细节上[9]与原始输入不同的图像。这使得如CycleGAN[10]等方法能够基于马的图像，生成不同风格的斑马图像；或者，将日常照片迁移成毕加索抽象风格的画作。此外，近期图像风格迁移模型[11]能够通过添加特定对象的方式，小范围修改图像结构的布局。然而，上述方法需要得到明确的语义信息，并且根据语义信息对图像进行迁移，而无法对图像的抽象信息(如显著性)进行建模，即无法改变或迁移图像本身的感知方式。

在真实的户外拍摄场景中，人像摄影时，摄影师需要对真人进行拍照，要求照片中的人像能够吸引足够的视觉注意力。然而，真实拍照中除了人像，可能还包含其他背景或前景语义物体(如汽车、摩托车等)，导致观看者视觉注意力分散。为此，在后期制作过程中可以通过技术手段来缓解这一问题。例如，直接删除注意力分散对象，并采用图像填充技术[12]修补删除区域；或者，通过计算将散景(高质量的模糊)技术应用到除目标人物以外的所有像素，通过使背景模糊化以提升前景物体的显著程度，这是专业摄影常用技术。但是，较差的散景(即：分散注意力的模糊)会导致图片失真，其实际应用效果并不理想。此外，可通过调色的方式更改图像中不同物体的颜色，使得目标物体的色彩更加

**收稿日期**：2021-12-06；**录用日期**：2022-01-21；**网络出版时间**：2022-03-04 20:00
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1741.003.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (61876013,61922009,61573037)
*通信作者. E-mail：maixu@buaa.edu.cn

*引用格式：蒋铼，戴宁，徐迈，等. 显著性指导下图像迁移 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2689-2698.*
*JIANG L，DAI N，XU M，et al. Saliency-guided image translation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2689-2698 (in Chinese).*

突出。上述传统方法的共同点为：通过对图像进行像素级别的修改，以达到改变输入图像的显著性分布目的，并进一步达到理想的视觉效果（例如，凸显图像中的人像）。这种通过修改图像以达到理想的显著性分布技术，能够在多个领域广泛应用：如图像重定位[13]、目标增强[14]、干扰物去除[15]和智能广告[16]等。为此，本文开拓了一种全新的显著性指导下图像迁移任务，并为此任务建立了相应的基准数据集。

显著性指导下图像迁移是依据用户指定的显著图来完成图像到图像的迁移。尽管显著性在计算机视觉领域中被广泛应用[17]，但鲜有方法能够实现基于显著性的图像修改。近似的任务为显著性驱动的图像编辑方法[14-16,18-21]，可被视作显著性指导下图像迁移的特例。比起显著性驱动的图像编辑，显著性指导下图像迁移更加灵活，具有广泛的实际应用前景，例如，为广告、图片设计提供自动化的图片生成工具。

与传统的图像迁移任务相比，显著性指导下图像迁移任务更具挑战性，主要体现于显著性本身具有一定的模糊性，即显著性歧义。例如，显著性往往不与图像物体存在一一对应关系，这意味着要实现在给定图像位置中添加同等程度的显著性的方式是多样的，如可以插入不同样式的物体。此外，有很多种的解决方案可以满足相同的显著性变化；例如，如果要增强特定物体的显著性，存在改变其外观或移除其周围的其他显著物体等多种方式。由于周围物体的影响，同一物体在不同图像中的显著性可能不同。因此，显著性指导的图像迁移任务需要既能生成真实的图像，又能理解人类视觉系统的注意力机制。

本文提出一种新的GAN方法，即SalG-GAN方法，实现了显著性指导下图像迁移。为解决显著性歧义的难题，在本文方法中引入了解耦表示框架，使得在同一显著图下激励模型学习出多样的迁移图像。此外，本文方法还设计了新的显著性注意力模块，作为一种特殊的注意机制，提升了生成器、编码器、全局和局部鉴别器等结构计算效率，使其能够聚焦在关键区域或特征。同时，还设计了一个轻量化的显著性检测器，辅助生成器理解人类的注意力机制，使生成器在显著性指导下学习图像迁移。为了训练和测试本文方法，邀请了7位志愿者进行标注，构建了一个53 000张图像组成的合成数据集(saliency-guided image translation synthetic dataset, SGIT-S)和一个真实世界数据集(saliency-guided image translation real-world dataset, SGIT-R)。在这2个数据集上的实验结果表明：本文方法能够高效并精确完成显著性指导下图像迁移任务。此外，扩展自IEEE国际计算机视觉与模式识别会议论文[18]。具体地，扩展调研了最新相关工作，并提出了改进的模型算法，进一步提升了算法的性能与稳定性，且在实验章节展示了更多的主观客观实验结果。例如，进一步调整了生成模型的梯度优化策略，采用异步更新的方式对生成器和鉴别器分别优化，使得网络能够动态调整生成器的学习速率，达到更好的结果。最终在测试数据中，达到了比会议论文更好的结果。

## 1 研究现状

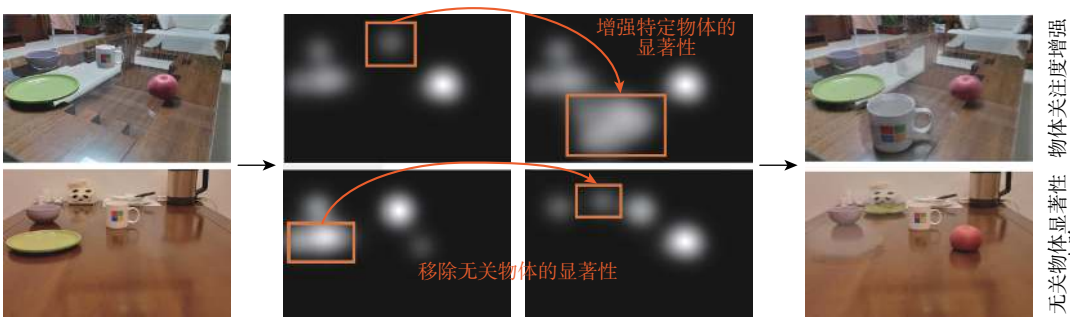
显著性驱动的图像编辑中，许多现有的图像编辑任务使用了显著性线索作为指导[14,16,19-23]。例如，Nguyen等[16]提出了一种基于马尔可夫随机场(Markov random field, MRF)的方法，通过对周围的超像素重新着色，将人类的注意力重新定位到图像中的某些部分。Wong和Low[20]通过修改视觉主导主体的低级属性来改善图像美学。基于此，先进的图像编辑算法[24-25]得到了广泛的应用，比如在现实世界中引导人们关注广告，以及在电脑游戏中引导人们将注意力放在重要信息上。最近，Mejjati等[22]提出了一种实用的图像编辑管道，用于增加或减少图像区域的注意力，该管道基于编码器-解码器网络。然而，上述所有方法都是像素对齐的。主要是对特定对象或区域的显著性相关属性（如颜色、亮度和锐度）进行逐像素操作。相比之下，显著性指导下图像迁移方法让图像本身的组成可以改变，也可以进行空间转换，且允许变换对象作为一个整体进行移动、添加或删除等操作。

条件图像生成领域中，条件图像生成方法近年来从文本[1-2]、草图[3]、布局[4]、面部属性[5-6]和场景图[7]等不同条件下生成高质量图像方面取得了巨大成功。然而，由于显著性的模糊性，这些方法不能直接应用于显著性指导下图像迁移。比如，相同显著程度的物体在外观上具有多种可能性。此外，改变显著区域的方法有很多种，如改变其外观或移除其周围的其他背景对象来增强目标对象的显著性。此外，同一图像受不同背景的影响可能会呈现出多种显著性特征，因此，显著性指导下图像迁移方法需要在生成真实图像的同时学习和理解人类的注意力机制。

已有显著性驱动的图像编辑方法仅限于对颜色、亮度、饱和度、锐度等图像底层像素特征的修改；而显著性指导下图像迁移还可对物体对象删除、创建、甚至转移，实现对图像高维语义特征的

修改, 如图 1 所示。同时, 不同于图像编辑任务中, 需要精准到像素级别的标注。显著性指导下图像迁移任务不需要精确掩模, 仅需要输入目标显著图(目标显著图可以通过鼠标点击或眼动仪的方式轻松获取), 即可实现满足显著图分布的图像修改。显著性指导下图像迁移是依据用户指定的显著图来完成图像到图像的迁移。图 1(b) 中列出了一些显著性指导下图像迁移示例。尽管显著性在计算机视觉中有悠久的历史[17], 但未有方法能够实现显著性驱动的图像迁移。

(a) 显著性驱动的图像编辑




(b) 显著性指导下图像迁移

图 1　图像迁移

Fig. 1　Image translation

## 2　本文方法设计

### 2.1　SalG-GAN 的框架

本文方法的整体训练流程如图 2 所示, 主要由 5 个模块组成: ① 显著性注意力模块, ② 显著性生成器, ③ 显著性特征编码器, ④ 显著性检测模块, ⑤ 基于显著性的全局和局部鉴别器。

具体地, 本文方法可以根据给定原始图像和目标显著图, 生成符合目标显著性的伪图像。首先, 在原始显著图 $\boldsymbol{S}_X$ 和目标显著图的基础上, 从显著性注意力模块中提取出加性注意力和减性注意力图。其次, 以原始图像作为输入, 基于显著性的生成器通过残差学习生成伪图像, 传输给基于显著性的全局和局部鉴别器。

此外, 由于显著区域存在一定程度的模糊, 同一张显著图可以通过不同的迁移方法完成。为此, 除了注意图外, 还加入了潜在的显著性提示 $z \in Z$ 作为生成器的输入, 输出满足同一目标显著图的不同迁移图像。$Z$ 为所有显著性线索的潜在空间。为了学习出潜在的显著性线索, 本文方法框架可以应用于有监督通路和非监督通路。值得注意的是, 这 2 种方式都可以共享图 2 中的 5 个基本模块。在类似的相关工作[26-27] 中可以找到类似的双通路解耦表示方法。

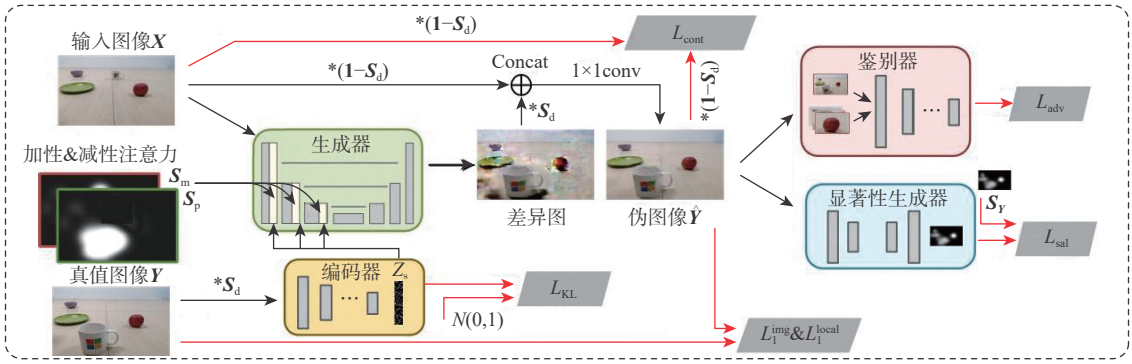
对于有监督通路, 首先根据应用于真实图像 $\boldsymbol{Y}$ 的显著性特征编码器估计得到分布 $Q(Z_{\mathrm{s}}|\boldsymbol{Y})$, 并从该分布中采样得到显著性提示 $Z_{\mathrm{s}}$。之后, 通过激励迁移图像 $\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{s}}$ 重建真实图像, 网络可以学习如何有效地编码潜在的显著性提示信息。紧接着, 将 $Q(Z_{\mathrm{s}}|\boldsymbol{Y})$ 正则化, 使其逼近有监督中的标准正态分布 $N(0,1)$, 以便在测试时进行采样。

对于非监督通路的情况, 潜在的显著性线索 $z_{\mathrm{u}}$ 从正态分布 $N(0,1)$ 中采样。为了在图像生成过程中强调显著性提示的作用, 显著性特征编码器应该从迁移图像 $\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$ 中重新预测 $z_{\mathrm{u}}$。这将有助于防止多对一映射问题导致生成完全相同的结果, 这与文献 [4] 一致。此外, 由于没有真值图像来监督 $\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$, 本文方法使用 $\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$ 来重建原始图像用于计算相应的损失函数 $L$。

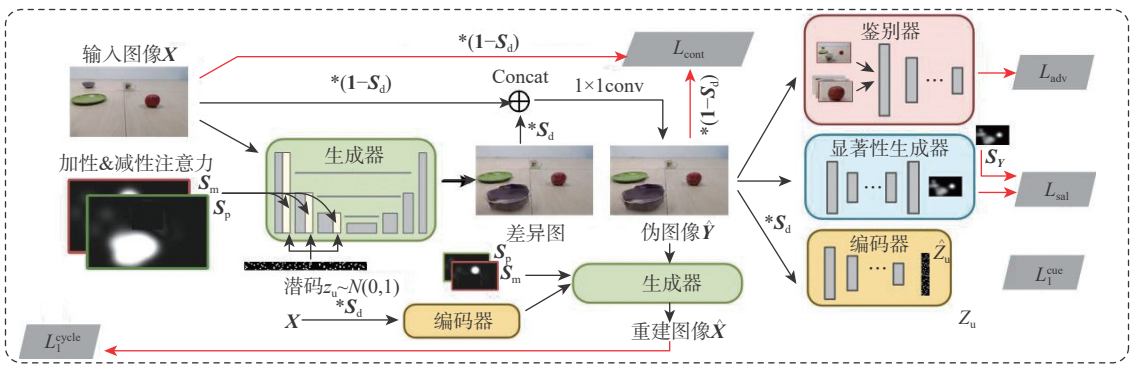
### 2.2　结构细节

图 3 为本文方法的结构细节, 主要由 5 个模块组成。

1) 显著性注意力模块。如图 3(a) 所示, 在原始显著图 $\boldsymbol{S}_X$ 和目标显著图的基础上, 引入显著性的注意模块, 得到了加性注意力图、减性注意力图和注意力差异图, 分别表示显著性增加、降低、显著性



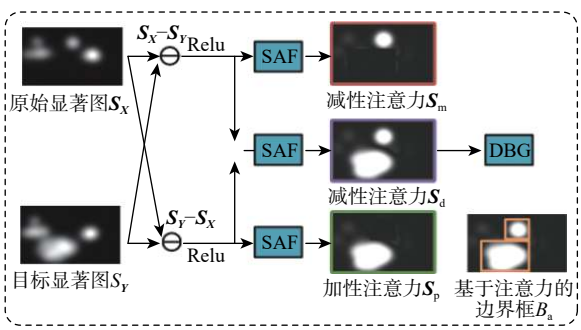

(a) 有监督通路



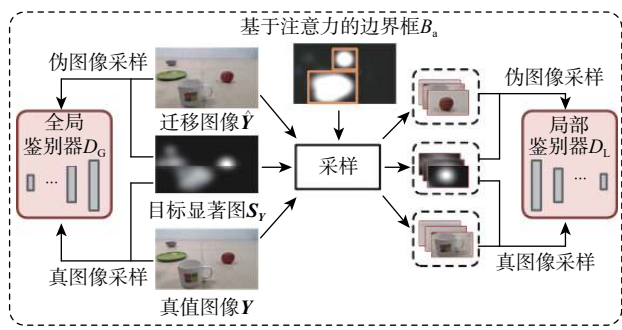

(b) 无监督通路

图2 本文方法的整体训练流程

Fig. 2 Training pipeline of proposed method




(a) 显著性注意力模块




(b) 基于显著性的全局和局部鉴别器

图3 本文方法结构细节

Fig. 3 Structural details of proposed method

改变的绝对值。在获取注意力图之前，在显著性调整模块（saliency adjustment function, SAF）中引入了一个显著性调整函数SAF(·)，用于调整显著图$\boldsymbol{S}$的稀疏性，其表达式为

$$\mathrm{SAF}(\boldsymbol{S})=\mathrm{Norm}\left(\frac{1}{1+\exp\left(-\theta_\alpha\left(\boldsymbol{S}-\theta_\beta\boldsymbol{I}\right)\right)}\right) \tag{1}$$

式中：Norm(·)为0到1的归一化函数；$\boldsymbol{I}$为单位矩阵；$\theta_\alpha$和$\theta_\beta$分别为缩放和移动的超参数。对于给定注意力差异图$\boldsymbol{S}_\mathrm{d}$，还引入了一个基于密度的边界框生成（density-based bounding box generation, DBG）函数来提取每个显着区域的边界框$\boldsymbol{B}_\mathrm{a}$以供后续模块使用。

2）显著性的生成器。在显著性指导下图像迁移任务中，输入图像要尽量保持一致。因此，如图2所示，在基于显著性的生成器$G$中引入了残差学习的概念，也有助于提高训练效率。具体来说，基于原始图像$\boldsymbol{X}$、加性注意力图$\boldsymbol{S}_\mathrm{p}$、减性注意力图$\boldsymbol{S}_\mathrm{m}$、潜在显著性提示$\boldsymbol{z}$和注意力差异图$\boldsymbol{S}_\mathrm{d}$，生成的伪图像$\hat{\boldsymbol{Y}}$可表示为

$$\hat{\boldsymbol{Y}}=G\left(\boldsymbol{X},\boldsymbol{S}_\mathrm{d},\boldsymbol{S}_\mathrm{p},\boldsymbol{S}_\mathrm{m},\boldsymbol{z}\right)=C_{1\times1}\left(\boldsymbol{S}_\mathrm{d}\cdot\mathrm{UNet}\left(\boldsymbol{X},\boldsymbol{S}_\mathrm{p},\boldsymbol{S}_\mathrm{m},\boldsymbol{z}\right)\oplus\left(\boldsymbol{1}-\boldsymbol{S}_\mathrm{d}\right)\cdot\boldsymbol{X}\right) \tag{2}$$

式中：$C_{1\times1}$为1×1的卷积层；⊕为通道级联；Unet(·)为U型结构，包含8对具有跨层连接的编解码器块。值得注意的是，在输入目标显著图时，生成器$G$将分别向$\boldsymbol{S}_\mathrm{p}$和$\boldsymbol{S}_\mathrm{m}$提供反馈。这有助于生成器直接学习如何在图像迁移期间增加或减少某些区域的显著

性。此外, 式 (2) 中的注意力差异图$\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}}$用于激励生成器生成具有高度显著性变化的区域。

3) 显著特征编码器。受 VAE-GAN[26] 思想的启发, 本文提出了显著性特征编码器 $E$, 用于估计每个输入图像的后验分布的均值$\mu$和方差$\sigma$, 然后从该后验分布中采样相应的潜在显著性线索。例如, 在有监督学习中, $\boldsymbol{z}_{\mathrm{s}}$由编码器 $E$ 编码, 作为真值图像$\boldsymbol{Y}$的显著性特征:

$$\boldsymbol{z}_{\mathrm{s}} \sim Q(\boldsymbol{z}_{\mathrm{s}}|\boldsymbol{Y}) = N(\mu_{\boldsymbol{Y}}, \sigma_{\boldsymbol{Y}}) \tag{3}$$

式中: $(\mu_{\boldsymbol{Y}}, \sigma_{\boldsymbol{Y}}) = E(\boldsymbol{Y}\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}})$

在式 (3) 中, $\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}}$为基于显著性的注意模块的注意差异图, 其有助于编码器将注意力集中在显著性变化高的区域。显著性提示编码器由 5 个卷积层和 2 个全连接层层组成, 分别用于估计均值和方差。

4) 显著性检测模块。在本文方法中, 提出了一种轻便但有效的显著性检测模块来预测图像的显著图。该模块由 3 个密集块[27] 和 3 个反卷积块组成, 共 36 个卷积层。在密集块和反卷积块之间, 加入 Atrous 空间金字塔池 (atrous spatial pyramid pooling, ASPP)[28] 提取多尺度特征进行显著性预测。

5) 基于显著性的全局和局部鉴别器。如图 3(b) 所示, 采用全局鉴别器$D_{\mathrm{G}}$和局部鉴别器$D_{\mathrm{L}}$来判断迁移后图像的真实感, $D_{\mathrm{G}}$用于区分整个输入图像的真实感, 而$D_{\mathrm{L}}$则用于由基于显著性的注意模块中基于注意的边界框$B_{\mathrm{a}}$采样出的图像块。除了伪($\widehat{\boldsymbol{Y}}$)或真($\boldsymbol{Y}$)图像外, 目标显著图$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}$也作为条件信息输入到鉴别器中。实验结果表明, 这有助于避免模态坍塌问题。因此, 基于最小二乘生成对抗网络 (least squares generative adversarial networks, LSGAN)[28] 的损失可以表示为

$$\begin{aligned} L_{\mathrm{adv}} = & \underset{\widehat{\boldsymbol{Y}},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\sim p_{\mathrm{f}}\left(\widehat{\boldsymbol{Y}},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\right)}{E}\left(\left\|D_{\mathrm{G}}\left(\widehat{\boldsymbol{Y}},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\right)\right\|^2+\left\|D_{\mathrm{L}}\left(\widehat{\boldsymbol{Y}},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\right)\right\|^2\right)+ \\ & \underset{\boldsymbol{Y},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\sim p_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{Y},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}})}{E}\left(\|1-D_{\mathrm{G}}(\boldsymbol{Y},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}})\|^2+\|1-D_{\mathrm{L}}(\boldsymbol{Y},\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}})\|^2\right) \end{aligned} \tag{4}$$

式中: $p_{\mathrm{f}}(p_{\mathrm{r}})$为所有伪 (真) 图像及其显著图的联合分布。在本文方法中, $p_{\mathrm{f}}$包括来自有监督和非监督的迁移图像$\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{s}}$和$\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$, $p_{\mathrm{r}}$包括原始图像$\boldsymbol{X}$和真值图像$\boldsymbol{Y}$; $D_{\mathrm{G}}$的结构为基于 3 个尺度的 PatchGAN[3]; $D_{\mathrm{L}}$为一个单尺度的鉴别器。

### 2.3　损失函数

本文方法以端到端和对抗性的方式进行训练。除了式(4)中的对抗性损失$L_{\mathrm{adv}}$外, 还引入了以下 7 种损失函数。

1) 引入内容损失函数$L_{\mathrm{cont}}$, 在不引起注意变化的情况下, 保持区域的内容一致性, 即迁移图像$\widehat{\boldsymbol{Y}}$与原始图像$\boldsymbol{X}$之间存在:

$$L_{\mathrm{cont}} = D_{\mathrm{VGG}}\left((\boldsymbol{1}-\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}})\cdot\widehat{\boldsymbol{Y}},(\boldsymbol{1}-\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}})\cdot\boldsymbol{X}\right) \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}}$为注意力差异图; $D_{\mathrm{VGG}}(\cdot)$为[29] 基于深度卷积网络(visual geometry group network, VGG)的特征距离。

2) 图像重建损失函数$L_1^{\mathrm{img}} = \|\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{s}} - \boldsymbol{Y}\|_1$为有监督通路中真值图像$\boldsymbol{Y}$和迁移图像$\boldsymbol{Y}_{\mathrm{s}}$之间的平均绝对误差 $L_1$ 差异。

3) 局部重构损失$L_1^{\mathrm{local}}$是指在注意力边界框$B_{\mathrm{a}}$内, 有监督通路中$\boldsymbol{Y}$与$\boldsymbol{Y}_{\mathrm{s}}$之间的 $L_1$ 距离。

4) 显著性线索的相对熵(kullback-leible, KL)损失$L_{\mathrm{KL}}$, 即给定 2 个随机变量 $p$ 和 $q$, 假设其概率分布在 $z$ 空间上分别为 $p(z)$ 和 $q(z)$, 通过测量 KL 散度$D_{\mathrm{KL}}(\cdot)$来使得有监督通路中的后验分布$Q(\boldsymbol{z}_{\mathrm{s}}|\boldsymbol{Y})$接近标准正态分布$N(0,1)$:

$$L_{\mathrm{KL}} = E[D_{\mathrm{KL}}(Q(\boldsymbol{z}_{\mathrm{s}}|\boldsymbol{Y})\|N(0,1))] \tag{6}$$

式中: $D_{\mathrm{KL}}(p\|q) = -\int p(z)\lg\dfrac{p(z)}{q(z)}\mathrm{d}z$

5) 显著性一致性损失函数$L_{\mathrm{sal}}$, 以相对熵损失$D_{\mathrm{KL}}(\cdot)$为条件, 衡量迁移图像$\widehat{\boldsymbol{Y}}$与目标显著图$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}$之间的分布差异:

$$L_{\mathrm{sal}} = E\left[D_{\mathrm{KL}}\left(S_{\mathrm{D}}\left(\widehat{\boldsymbol{Y}}\right)\middle\|\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{Y}}\right)\right] \tag{7}$$

式中: $S_{\mathrm{D}}$为本文方法中的显著性检测模块。

6) 循环损失函数$L_1^{\mathrm{cycle}}$, 在无监督通路中, 以确保迁移后的图像$\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$能够进一步重构原始图像$\boldsymbol{X}$, 有

$$L_1^{\mathrm{cycle}} = \left\|\boldsymbol{X} - G\left(\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{m}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{p}},\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}'\right)\right\|_1 \tag{8}$$

式中: $\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}} = G\left(\boldsymbol{X},\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{p}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{m}},\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}\right)$, $G(\cdot)$为在式(2)中提出的生成器; $\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}'$和$\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}$为潜在显著性线索, 从$Q\left(\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}'|\boldsymbol{X}\right)$和$N(0,1)$中采样。

7) 潜在显著性线索回归损失函数$L_1^{\mathrm{cue}} = \|\hat{\boldsymbol{z}}_{\mathrm{u}} - \boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}\|_1$, 从无监督通路中的迁移图像$\widehat{\boldsymbol{Y}}_{\mathrm{u}}$中计算了随机采样的$\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}$和重新估计的$\boldsymbol{z}_{\mathrm{u}}'$之间的 $L_1$ 差。

综合以上损失函数, 本文方法的总体目标损失函数为

$$\begin{aligned} & \min_{G,E,S_{\mathrm{D}}D_{\mathrm{G}},D_{\mathrm{L}}}\max L_{\mathrm{adv}} + \lambda_{\mathrm{cont}}L_{\mathrm{cont}} + \lambda_{\mathrm{img}}L_1^{\mathrm{img}} + \lambda_{\mathrm{local}}L_1^{\mathrm{local}} + \\ & \lambda_{\mathrm{KL}}L_{\mathrm{KL}} + \lambda_{\mathrm{sal}}L_{\mathrm{sal}} + \lambda_{\mathrm{cycle}}L_1^{\mathrm{cycle}} + \lambda_{\mathrm{cue}}L_1^{\mathrm{cue}} \end{aligned} \tag{9}$$

式中: $\lambda_{\mathrm{cont}}$、$\lambda_{\mathrm{img}}$、$\lambda_{\mathrm{local}}$、$\lambda_{\mathrm{KL}}$、$\lambda_{\mathrm{sal}}$、$\lambda_{\mathrm{cycle}}$和$\lambda_{\mathrm{cue}}$为超参数, 用于平衡每一个单个损失的影响。

## 3　数据集构建

由于目前还没有用于显著性指导下图像迁移的数据集, 分别建立了一个合成数据集 SGIT-S 和

一个真实数据集 SGIT-R 来训练本文方法。具体地，首先手动编辑原始图像 $\boldsymbol{X}$，得到迁移后的真值图像 $\boldsymbol{Y}$。然后，通过鼠标追踪实验记录 $\boldsymbol{X}$ 和 $\boldsymbol{Y}$ 的视觉注意力，生成相应的显著图 $\boldsymbol{S}_X$ 和 $\boldsymbol{S}_Y$。另外，考虑到实际应用，采用背景复杂的小数据集 SGIT-C 作为测试集（不含迁移图像的绝对真值）。在图 4 中展示了以上数据集的一些例子，其中 BicycleGAN、CycleGAN 和 HAG 为 3 种基准方法。

图 4 基准方法与本文方法在 SGIT-S、SGIT-R 和 SGIT-G 数据集应用的结果示例

Fig. 4 Examples of results obtained from application of benchmark methods and proposed method in SGIT-S, SGIT-R, and SGIT-G datasets

1）鼠标追踪实验。受文献 [30-31] 的启发，进行了鼠标追踪实验来收集对图像的点击，用其代表人类的注意力。基于此，通过简单的鼠标点击就可以得到显著图。具体地，在实验中，每张图像首先被高斯滤波器加入模糊。然后，要求受试者单击图像上的任意位置以显示原始分辨率的小区域。每次点击的位置被记录用以代表“注视点”。最后，与文献 [31] 类似，通过将注视位置与高斯掩膜进行卷积以生成最终的显著图。鼠标追踪实验比眼动实验简单得多，而且在实际使用中也很方便。

2）SGIT-S 数据集。显著性指导图像迁移的合成数据集 SGIT-S 建立在开源项目 CLEVR[32] 的基础上，用户可以根据位置、形状、颜色、材料和大小等预先设置的属性来合成图像。首先，生成大约 60 000 张具有随机属性（即位置、形状、颜色、材料和大小等）的合成图像作为原始图像 $\boldsymbol{X}$。然后，对于每个 $\boldsymbol{X}$，随机执行下列操作之一来生成经过编辑的图像 $\boldsymbol{Y}$：① 添加 1 个或 2 个对象。② 随机移除 1 个或 2 个现有的物体。③ 随机移动 1 个或 2 个现有的物体。④ 随机改变 1 个或 2 个已存在对象的属性。然后，在 $\boldsymbol{X}$ 和 $\boldsymbol{Y}$ 上分别对 7 名受试者进行鼠标追踪实验。之后，基于 KL 阈值 0.2 进一步去除显著性变化较小的样本。最后，SGIT-S 数据集由 50 000 个训练样本、1 500 个验证样本和 1 500 个测试样本 (总计 106 000 张图像和显著图) 组成。

3）SGIT-R 数据集。除了合成数据集之外，生成显著性指导的真实世界的图像更有难度，且更有意义。为此，进一步构建了一个真实世界的图像数据集 SGIT-R，包括了大约 30 个不同的对象。首先，用相机对随机选择的对象拍照作为原始图像 $\boldsymbol{X}$。类似于 SGIT-S，对于每个 $\boldsymbol{X}$，也随机添加、删除、移动和替换现有的对象，然后取一张新照片作为编辑后的图像 $\boldsymbol{Y}$。注意，相机安装在三脚架上，以保持相同的视野。之后对所有这些图像进行鼠标追踪实验，以收集 7 名受试者的视觉注意力。去除显著性变化小的图像对后，得到原始图像和编辑后的图像及其显著图的数据集，其中包含 600 个训练样本、40 个验证样本和 80 个测试样本（共 1 440 幅图像和显著图）。

4）SGIT-C 数据集。为了在实际场景中评价本文方法，进一步收集了一组约 300 张背景更复杂的图像，即 SGIT-C。具体来说，SGIT-C 通过 2 种方式进行采集：① 与 SGIT-S 类似，对随机选择的对象拍摄照片，但拍摄场景的背景更为复杂。② 同时，从

Place2[33] 测试集中随机选取图像。给定一张图像 $\boldsymbol{X}$, 进行鼠标追踪实验, 以获得 $\boldsymbol{X}$ 的显著图 $\boldsymbol{S}_X$。然后, 通过另一个鼠标追踪实验, 手动将 $\boldsymbol{S}_X$ 修改为目标显著图 $\boldsymbol{S}_Y$。但是 SGIT-C 中的图像没有真值的迁移图像, 所以仅用于测试阶段。

## 4　实验验证

### 4.1　实验细节

为了得到稳定的训练, 本文方法将谱归一化[33]应用于本文方法的所有生成器和鉴别器。本文方法中的归一化和激活函数则采用实例归一化[34]和线性整流函数 (rectified linear unit, RelU)。输入和输出图像的分辨率设置为 256×256, 潜在显著性提示的维数为 16。作为超参数, $\lambda_{\text{cont}}$、$\lambda_{\text{img}}$、$\lambda_{\text{local}}$、$\lambda_{\text{KL}}$、$\lambda_{\text{sal}}$、$\lambda_{\text{cycle}}$和$\lambda_{\text{cue}}$分别设为 5、10、10、$10^{-5}$、15、5 和 10。在训练过程中, 本文方法应用了 Adam 优化器[34], 初始学习率为 0.000 2, 每一批输送 16 张图片。在 SGIT-S 上的训练过程大约需要 30 h, 在单个 GTX 1080Ti GPU 上训练 30 个周期。对于 SGIT-R, 为了进行数据增强, 将原始图像和真值图像进行交换, 整个训练在同一设备上大约需要 12 h, 总共训练 240 个周期。SGIT-R 的预训练模型直接应用于 SGIT-C 的评估。

### 4.2　基准方法

由于没有现有的方法可以直接用于显著性指导下图像迁移, 采用显著性驱动的图像编辑方法 HAG[23] 和最先进的条件图像生成方法 CycleGAN[10] 及 BicycleGAN[26] 作为基准方法。对于 HAG, 输入目标显著图对原始图像进行编辑。对于 CycleGAN 和 BicycleGAN, 显著图与输入连接, 作为条件信息指导输入图像的迁移。同时, 在本文方法中, 同样的显著性检测器和显著性相关损失也被添加到 CycleGAN 和 BicycleGAN 中。为了公平比较, 本文方法在SGIT-S 和SGIT-R 上对CycleGAN 和BicycleGAN 模型进行了重新训练。

### 4.3　评价指标

迁移后的图像应逼真、多样, 且满足目标显著性分布。因此, 使用了 4 个评价指标, 即距离得分 $F_{\text{I}}$、局部多样性指标 $D_{\text{S}}$ 和显著图间的 KL 散度 $S_{\text{KL}}$。$F_{\text{I}}$ 和 $S_{\text{KL}}$ 越低表示性能越好, $D_{\text{S}}$ 越高则表明结果更多样化。

1) $F_{\text{I}}$ 指标。$F_{\text{I}}$ 指标[35] 是一个基于分类器初始模型最后一层的二阶相似度来评估生成图像真实感的一种度量方式。

2) 局部 $D_{\text{S}}$ 指标。文献 [36] 提出了通过测量两幅图像在深度特征空间中的感知相似性来评价 $D_{\text{S}}$ 来自同一输入的生成图像的多样性。然而, 在显著性指导下的图像迁移任务中, 迁移后图像的非显著区域应与输入保持一致。因此, 依据基于显著区域边界框$B_{\text{a}}$对注意力差异图像计算 $D_{\text{S}}$。

3) $S_{\text{KL}}$ 指标。为了评价迁移后图像的显著性, 通过计算 KL 散度来衡量目标显著性与迁移后图像显著图之间的分布差异。具体地, 先使用预先训练好的显著性检测器生成每个迁移图像的显著图, 基于显著图的 KL 散度结果记为 $S_{\text{KL}}$。

### 4.4　定性结果分析

图 4 为本文方法和基准方法在 SGIT-C 上及 SGIT-S 和 SGIT-R 测试集上获得的结果。图中展示了从 SGIT-S, SGIT-R, SGIT-C 中随机选取的原始图像, 及其原始显著图和目标显著图。同时, 图 4 展示了本文方法和其他 3 个基准方法 (即 HAG、CycleGAN 和 BicycleGAN) 的迁移图像。很明显, 本文方法可以生成比所有基准方法更高质量的图像。此外, 本文方法的迁移图像显著图与目标显著图接近, 这验证了本文方法能够实现完全满足目标显著图的图像迁移。

### 4.5　定量结果分析

除了定性结果外, 总结了 $F_{\text{I}}$、$D_{\text{S}}$、$S_{\text{KL}}$ 在本文方法和基准方法(HAG、CycleGAN 和 BicycleGAN)上的比较结果, 如表 1 所示, 对于 $F_{\text{I}}$, 本文方法在 SGIT-S,SGIT-R 和 SGIT-G 数据集显著优于基准方法的表现。这表明本文方法能够生成比基准方法更真实的结果。同时, 本文方法生成的图像能够很好地满足目标显著图, 平均 $S_{\text{KL}}$ 值仅为 0.02。此外, 本文方法是唯一能成功计算 $D_{\text{S}}$ 的方法。HAG 是确定性方法, 因此其生成单个输出。值得注意的是, 即使在 CycleGAN和 BicycleGAN 上加入显著性提示, 也不能够产生多样性的结果。这验证了在本文方法中解耦表示的有效性。

此外, 还评估了本文方法和其他 3 种基准方法生成的图像的结果, 即 HAG[23], CycleGAN[10] 和 BicycleGAN[10] 的用户主观实验。针对用户主观实验的设置类似于文献 [26] 和文献 [37]。具体地, 在给定输入图像和目标显著图的情况下, 将本文方法和其他 3 种方法生成的迁移图像展示给 20 个被试者。然后, 被试者会被问到如下几个问题: ①“哪种方法生成的图像最真实?”, ②“哪种方法生成的图像最能满足目标显著图?”, ③“哪种方法生成的图像与输入的内容一致性最高?”。对于每一个问题, 被试都需要挑出“最佳”的方法。表 2 列出了 SGIT-S, SGIT-R 和 SGIT-G 数据集在真实性、显著性和一致性这 3 方面的偏好百分比。可以看出,

本文方法在这3个主观指标上都优于基准方法。同样值得注意的是，HAG的现实性和一致性很高，但是显著性却很低。这是因为，在很多情况下，HAG只是输出原始图像而不进行任何操作。

**表1 本文方法和基准方法的性能比较**

**Table 1 Performance comparision between the propsoed and baseline methods**

| 方法 | $F_I$ | | | $D_S$ | | | $S_{KL}$ | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C |
| HAG | 60.31 | 69.63 | 45.21 | | | | 0.26 ± 0.12 | 0.65 ± 0.22 | 0.73 ± 0.12 |
| CycleGAN | 34.81 | 106.45 | 114.58 | | | | 0.03 ± 0.02 | 0.03 ± 0.03 | 0.43 ± 0.33 |
| BicycleGAN | 113.92 | 122.03 | 118.67 | | | | 0.06 ± 0.05 | 0.08 ± 0.03 | 0.38 ± 0.28 |
| 本文方法 | 30.48 | 48.78 | 53.35 | 0.34 ± 0.17 | 0.02 ± 0.01 | 0.08 ± 0.02 | 0.02 ± 0.01 | 0.02 ± 0.01 | 0.11 ± 0.07 |

**表2 用户研究：使用本文方法和基准方法获得的结果偏好**

**Table 2 Userstudy: Preference between results obtained using proposed and baseline methods**

| 方法 | 真实性/% | | | 显著性/% | | | 一致性/% | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C | SGIT-S | SGIT-R | SGIT-C |
| HAG | 8.0 | 25.2 | 47.3 | 4.2 | 9.4 | 2.0 | 18.1 | 21.6 | 41.7 |
| CycleGAN | 21.0 | 12.3 | 2.0 | 21.3 | 16.3 | 12.1 | 10.1 | 16.4 | 2.1 |
| BicycleGAN | 15.5 | 8.4 | 2.0 | 17.8 | 10.3 | 12.0 | 10.0 | 14.1 | 2.1 |
| 本文方法 | 55.5 | 54.1 | 48.7 | 56.7 | 64.0 | 73.9 | 61.8 | 47.9 | 55.1 |

## 5 结 论

1）在从SGIT-S, SGIT-R和SGIT-C中随机选取的原始图像中进行迁移的实验中，本文方法的迁移图像显著图与目标显著图接近。

2）在真实性、显著性和一致性这3个主观指标上，本文方法都优于基准方法。

## 参考文献（References）


[1] EL-NOUBY A, SHARMA S, SCHULZ H, et al. Tell, draw, and repeat: Penerating and modifying images based on continual linguistic instruction[C]//2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10303-10311.

[2] HONG S, YANG D D, CHOI J, et al. Inferring semantic layout for hierarchical text-to-image synthesis[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7986-7994.

[3] ISOLA P, ZHU J Y, ZHOU T H, et al. Image-to-image translation with conditional adversarial networks[C]//2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5967-5976.

[4] ZHAO B, MENG L L, YIN W D, et al. Image generation from layout[C]//2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 8576-8585.

[5] CHOI Y, CHOI M, KIM M, et al. StarGAN: Unified generative adversarial networks for multi-domain image-to-image translation[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8789-8797.

[6] YIN W D, LIU Z W, CHANGE LOY C. Instance-level facial attributes transfer with geometry-aware flow[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 9111-9118.

[7] JOHNSON J, GUPTA A, LI F F. Image generation from scene graphs[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1219-1228.

[8] KARRAS T, LAINE S, AILA T M. A style-based generator architecture for generative adversarial networks[C]//2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 4396-4405.

[9] WANG T C, LIU M Y, ZHU J Y, et al. High-resolution image synthesis and semantic manipulation with conditional GANs[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8798-8807.

[10] ZHU J Y, PARK T, ISOLA P, et al. Unpaired image-to-image translation using cycle-consistent adversarial networks[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2242-2251.

[11] BAU D, ZHU J Y, STROBELT H, et al. GAN dissection: Visualizing and understanding generative adversarial networks[EB/OL]. (2018-12-26)[2021-10-20].https://arxiv.org/abs/1811.10597.

[12] YU J H, LIN Z, YANG J M, et al. Free-form image inpainting with gated convolution[C]//2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 4470-4479.

[13] MATEESCU V A, BAJIC I V. Visual attention retargeting[J]. IEEE MultiMedia, 2016, 23(1): 82-91.

[14] MECHREZ R, SHECHTMAN E, ZELNIK-MANOR L. Saliency driven image manipulation[J]. Machine Vision and Applications, 2019, 30(2): 189-202.

[15] FRIED O, SHECHTMAN E, GOLDMAN D B, et al. Finding distractors in images[C]//2015 IEEE Conference on Computer Vision

and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1703-1712.

[16] NGUYEN T V, NI B B, LIU H R, et al. Image re-attentionizing[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2013, 15(8): 1910-1919.

[17] ITTI L, KOCH C, NIEBUR E. A model of saliency-based visual attention for rapid scene analysis[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1998, 20(11): 1254-1259.

[18] JIANG L, XU M, WANG X F, et al. Saliency-guided image translation[C]//2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 16504-16513.

[19] CHEN Y C, CHANG K J, TSAI Y H, et al. Guide your eyes: Learning image manipulation under saliency guidance[C]//British Machine Vision Conference. Cardiff: BMVA Press, 2019.

[20] WONG L K, LOW K L. Saliency retargeting: An approach to enhance image aesthetics[C]//2011 IEEE Workshop on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2011: 73-80.

[21] GATYS L A, KÜMMERER M, WALLIS T S A, et al. Guiding human gaze with convolutional neural networks[EB/OL]. (2017-09-18)[2021-10-20].https://arxiv.org/abs/1712.06492.

[22] MEJJATI Y A, GOMEZ C F, KIM K I, et al. Look here! A parametric learning based approach to redirect visual attention[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 343-361.

[23] HAGIWARA A, SUGIMOTO A, KAWAMOTO K. Saliency-based image editing for guiding visual attention[C]//Proceedings of the 1st International Workshop on Pervasive Eye Tracking & Mobile Eye-Based Interaction. New York: ACM, 2011: 43-48.

[24] MENDEZ E, FEINER S, SCHMALSTIEG D. Focus and context in mixed reality by modulating first order salient features[C]//International Symposium on Smart Graphics. Berlin: Springer, 2010: 232-243.

[25] BERNHARD M, ZHANG L, WIMMER M. Manipulating attention in computer games[C]//2011 IEEE 10th IVMSP Workshop: Perception and Visual Signal Analysis. Piscataway: IEEE Press, 2011: 153-158.

[26] ZHU J Y, ZHANG R, PATHAK D, et al. Multimodal image-to-image translation by enforcing bi-cycle consistency[C]//Advances in Neural Information Processing Systems. Long Beach: NIPS, 2017: 465-476.

[27] LARSEN A B L, SØNDERBY S K, LAROCHELLE H, et al. Autoencoding beyond pixels using a learned similarity metric[C]//Proceedings of the 33rd International Conference on International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2016: 1558-1566.

[28] MAO X D, LI Q, XIE H R, et al. Least Squares generative adversarial networks[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2813-2821.

[29] JIANG M, HUANG S S, DUAN J Y, et al. SALICON: Saliency in context[C]//2015 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1072-1080.

[30] JOHNSON J, HARIHARAN B, VAN DER MAATEN L, et al. CLEVR: A diagnostic dataset for compositional language and elementary visual reasoning[C]//2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1988-1997.

[31] ZHOU B L, LAPEDRIZA A, KHOSLA A, et al. Places: A 10 million image database for scene recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(6): 1452-1464.

[32] MIYATO T, KATAOKA T, KOYAMA M, et al. Spectral normalization for generative adversarial networks[EB/OL]. (2018-02-16)[2021-10-18]. https://arxiv.org/abs/1802.05957.

[33] ULYANOV D, VEDALDI A, LEMPITSKY V. Instance normalization: The missing ingredient for fast stylization[EB/OL]. (2016-07-27)[2021-10-24]. https://arxiv.org/abs/1607.08022

[34] KINGMA D P, BA J. Adam: A method for stochastic optimization[EB/OL]. (2014-12-22)[2021-10-25]. https://arxiv.org/abs/1412.6980.

[35] HEUSEL M, RAMSAUER H, UNTERTHINER T, et al. GANs trained by a two time-scale update rule converge to a local Nash equilibrium[C]//Proceedings of the 31st International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 2017: 6629-6640.

[36] ZHANG R, ISOLA P, EFROS A A, et al. The unreasonable effectiveness of deep features as a perceptual metric[C]//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 586-595.

[37] LEE H Y, TSENG H Y, HUANG J B, et al. Diverse image-to-image translation via disentangled representations[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 36-52.

# Saliency-guided image translation

JIANG Lai[1], DAI Ning[1], XU Mai[1,*], DENG Xin[2], LI Shengxi[1]

(1. School of Electronic and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Cyber Science and Technology, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper proposes a novel task for saliency-guided image translation, with the goal of image-to-image translation conditioned on the user specified saliency map. To address this problem, we develop a novel generative adversarial network (GAN) method -based model, called SalG-GAN method. Given the original image and target saliency map, proposed method can generate a translated image that satisfies the target saliency map. In proposed method, a disentangled representation framework is proposed to encourage the model to learn diverse translations for the same target saliency condition. A saliency-based attention module is introduced as a special attention mechanism to facilitate the developed structures of saliency-guided generator, saliency cue encoder, and saliency-guided global and local discriminators. Furthermore, we build a synthetic dataset and a real-world dataset with labeled visual attention for training and evaluating proposed method. The experimental results on both datasets verify the effectiveness of our model for saliency-guided image translation.

Keywords: saliency; generative adversarial network; image translation; attention mechanism; dataset

**Received**: 2021-12-06; **Accepted**: 2022-01-21; **Published Online**: 2022-03-04 20:00

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1741.003.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (61876013,61922009,61573037)

* **Corresponding author**. E-mail: maixu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0747

# 新冠疫情下中国国际航线网络演化特征

张皓瑜[1]，吴薇薇[1,*]，华何[1]，郭一懋[2]
(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 210016；2. 英国欧艾吉航空国际有限公司北京代表处，北京 100020)

**摘 要**：全球疫情形势下，各国国际航班政策变化、国际航线数量下降、国际客流量锐减对中国国际航线网络结构特征产生了重大影响，分析疫情下中国国际航线网络演化特征对于航空公司未来国际航线恢复和资源调配决策具有非常重要意义。采用K-Core网格划分算法对2019−2021年不同时期中国国际航线网络进行层级划分，通过分析各节点网络特征、所属层级和中转旅客份额等指标变化情况，确定节点和层级功能的转变，判断网络结构发展趋势。根据节点度、旅客运输量和感染人数对网络节点重要程度进行评估和排序，并通过依次移除节点的方式对网络进行蓄意攻击，分析不同层级网络的鲁棒性变化，识别疫情发展不同时期的关键节点。研究表明：在诸如旅客需求减少、国际航班政策等内外因素驱动下，国际航线网络结构和节点功能均发生改变，且部分改变是不可逆的，核心层与网络整体的连接性和主导作用逐步减弱，连接层的中转功能进一步加强，边缘层成为最具潜力的恢复市场。航空公司可以考虑与边缘层节点建立良好的连通关系，不仅可以维持突发情况下网络的正常运转，还可以在网络恢复期重建关键中转节点，提升国际客流份额。

**关 键 词**：航空运输；网络层级结构；鲁棒性；新型冠状病毒；国际航线
**中图分类号**：V335; F562
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2699-12

目前，新型冠状病毒(Corona Virus Disease 2019, COVID-19)正在全球范围内加速蔓延。截至2021年12月，全球累计感染者超2亿。由于中国疫情防控工作得当，病毒传播基本得到控制，各行业也逐步复工复产。然而，国际疫情形势不容乐观，新冠疫情对于全球民航业的恢复仍然有较大影响。根据官方航空公司指南(Official Airline Guide, OAG)疫情恢复报告[1]，中国国际航线累计通达国家/地区174个，运输旅客182万人次，仅达到2019同期的84%和5%，国际航线恢复速度缓慢。纵观全球疫情发展态势，本次疫情对中国国际航线网络的影响表现出明显的2阶段特征，即：国内暴发阶段和全球蔓延阶段。国内暴发阶段，中国进出港国际航班受限，对外连通性下降；全球蔓延阶段，中国陆续出台国际航线恢复政策，而此时全球各国航线通航率均有不同程度下降，网络整体连通性变差。因此，针对全球疫情发展的不同阶段对中国国际航线网络的影响，研究航线网络演化特征，对于航空公司未来国际航线网络恢复和资源调配具有重要意义。

网络鲁棒性是表示网络特征的一种指标，航线网络的鲁棒性是指当航线网络中发生节点和边被移除时网络的周转性能，一般用于衡量网络遭遇外部干扰或内部结构改变时仍能保持网络运转的能力[2]。2019年，Ren等[3]基于网络集聚和相对熵理论，提出了一种识别航路网络中有效节点的方法，通过分析北京、上海、广州3个地区的区域性航路网络拓扑特征，指出关键航路节点对网络稳定性和鲁棒性的重要影响，Alamsyah和Ramadhani[4]以残

收稿日期：2021-12-12；录用日期：2022-04-10；网络出版时间：2022-06-07 14:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220606.1704.002.html
基金项目：国家自然科学基金(U1933118,U2033205)；国家重点研发计划(2018YFB1601200)
*通信作者. E-mail：nhwei@nuaa.edu.cn

引用格式：张皓瑜，吴薇薇，华何，等. 新冠疫情下中国国际航线网络演化特征[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2699-2710.
ZHANG H Y，WU W W，HUA H，et al. Evolution characteristics of China's international air transport network under impact of COVID-19[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2699-2710 (in Chinese).

存航点和航线的规模为指标，通过模拟网络的随机攻击和针对枢纽的蓄意攻击，研究印尼国内航空运输网络的鲁棒性。研究表明，航空运输网络在随机攻击下是健壮的，但在针对枢纽的攻击下则是极脆弱的。2020年，Chen等[5]从拓扑和时空的角度研究1975−2017年以来，中国航空运输网络在随机故障和蓄意攻击下的鲁棒特征，同时对中国主干网络进行划分。研究表明，中国地理位置、航线长短等对网络鲁棒性均产生影响，李航等[6]将欧洲航空运输网络和中国航空运输网络进行抽象，提出了同时考虑网络拓扑结构和灾害特点的空间脆弱性模型，研究表明，受空域开放程度和飞行安全等因素的影响，中国航空运输网络在暴雨灾害下表现出较强鲁棒性。2021年，Yang等[7]提出基于多层级网络协作机制的客流重分配模型，利用运输成功率和额外运输次数来评估随机故障网络下的重分配效率。研究指出，多层级网络之间的协作运输对航线容量不稳定性的抵抗能力更强。国内外学者利用鲁棒性对不同类型、不同结构的航空网络进行网络特征分析，从而提出提高网络效率的优化策略。

此外，中国国际航线网络具有层级结构[8]，将网络进行层级划分，充分考虑不同区域市场受疫情影响的程度和范围，探索不同航线网络层级鲁棒性的变化规律，有利于针对性地实施通航政策，提高网络整体效率和连通性[9]。Verma等[10]于2014年对世界机场网络分层，针对网络的不同结构层次选择不同的攻击对象研究，并将网络的连通性作为整个网络各层次抗毁性的指标。Dai等[11]于2018年将东南亚航空网络划分为核心层、连接层和边缘层，分析1979−2012年间航线网络层级结构的变化情况，指出地区经济发展和政策是影响网络不同层级功能的关键因素。彭挺[12]构建了层级式航空网络鲁棒性优化模型，对干线、衔接航线和支线的比例进行优化，模拟分析了中国航空网络在不同条件下的鲁棒性能。网络的层级划分有利于挖掘网络结构特征及运输节点的角色变化，大多数学者根据网络连通性[10]、节点容量[13]和地理分布[11]对网络进行划分，缺少对旅客需求、外部因素影响的考虑。然而，在疫情发展的不同阶段，通航国家/地区数量、旅客需求和各国家/地区疫情发展的变化将对网络结构和特征产生重要影响。因此，本文将中国国际航线网络抽象为以国家/地区为节点，以各节点之间存在的旅客需求为边的网络模型，基于节点度和旅客运输量对不同时期的网络进行层级划分。进一步考虑感染人数比例，确定节点重要性，并按照节点重要程度依次对网络进行蓄意攻击，利用平均最短路径长度、聚类系数和网络效率等指标评估不同层级的网络特征，分析旅客运输方式和市场格局变化，对未来航空公司寻找重点区域市场和国际合作/联盟通航节点提供建议。

## 1 疫情传播对中国国际航线网络影响

本次疫情对中国国际航空运输产生了明显的阶段性影响，如图1所示，与2019年相比，运输旅客人数在2020年2月出现断崖式下跌，直至4月达到最低，随着中国民用航空局3月起出台的“五个一”、“航班熔断”等国际航班政策，旅客运输量出现小幅波动，但总体仍维持在低位运行（仅为2019年同期4.97%），且这种稳定的状态一直持续到2021年12月。图2为不同时期通航国家/地区数量变化，2020年通航国家/地区数量呈明显V字型，5月份达到最低值此后逐步增加，直到2020年底大约稳定在170个通航国家/地区（达到2019同期82.2%），并一直保持到2021年底。这表明中国国际航班虽正在稳步恢复中，但国际航线网络完全恢复将是一个漫长过程。

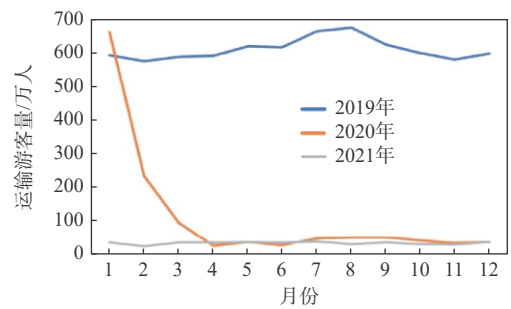



图1 不同时期国际旅客运输量

Fig. 1 International passenger volume in different time period

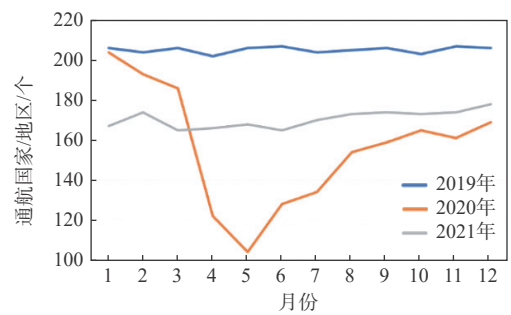



图2 不同时期通航国家/地区数量

Fig. 2 Number of connected countries/regions in different time period

因此，本文根据实际运输情况和相关政策，将疫情对中国国际航线网络的影响划分为2个时期进行研究：第1时期选择择疫情影响最严重的2020年4月，此时网络运输旅客量下降96.2%，通航国家/地区减少39.6%，同时也是“五个一”等国

际航班政策施行初期; 第 2 时期选择 2021 年 4 月, 此时“五个一”政策实施一年后, 国际航线网络进入稳定发展时期。此外, 增加 2019 年 4 月的中国国际航线网络作为参照, 以便对比受疫情影响的航线网络与正常状态网络的差异。各时期网络基本情况及代码如表 1 所示。

**表 1　研究阶段划分**

**Table 1　Division of research time period**

| 网络代码 | 时间 | 通航国家/地区数量 | 旅客总量/万人 | 直航旅客总量/万人 |
|---|---|---|---|---|
| N0 | 2019年4月 | 205 | 678.49 | 448.99 |
| N1 | 2020年4月 | 122 | 22.59 | 11.69 |
| N2 | 2021年4月 | 166 | 31.68 | 18.11 |

## 2　基于节点重要度的航线网络划分算法

航线网络的层级划分实质上是对航线和节点所承担的中转、衔接和集散等功能的分解, 有利于明确网络中的不同航线、节点在疫情传播不同阶段功能定位的差异性。在基于节点重要度的K-Core网络划分算法中, 节点度值表征了该节点在网络中的中心性和连接性, 而客流量的加入则是客流需求驱动下对不同区域市场的考量。这样的网络划分方式可以避免运输节点在空间上的地理条件制约, 从而能够更准确地将中国国际航线网络进行层级划分。K-Core网络划分算法具体步骤如下。

**步骤 1**　指标归一化。将旅客运输量取值限定在 0～1 区间:

$$n_{i-j}=F_{i-j}\Big/\sum_{i=1,j=1}^{N}F_{i-j} \tag{1}$$

式中: $n_{i-j}\in(0,1)$为归一化后的指标值; $F_{i-j}$为航线 $i$～$j$ 上的旅客运输量; $N$为网络中节点总数。

**步骤 2**　重要度指标计算。节点重要度的计算式为

$$e_i=-1\Big/\left[k_i\sum_{j=1}^{N}\left(n_{i-j}\ln n_{i-j}\right)\right] \tag{2}$$

式中: $k_i$为节点$i$度值; $e_i$为节点重要度, 该值越大, 节点在网络中的重要性越高。

**步骤 3**　节点权重确定。节点权重的计算式为

$$w_i=e_i\Big/\sum_{j=1}^{N}e_j \tag{3}$$

最终, 根据节点重要度在网络中的占比确定该点权重$w_i$。

基于节点重要度的K-Core网格划分算法具体描述如下。

**输入:** $G=(V,E)$

**输出:** $G_k'=\left(V_k',E_k'\right)$

**步骤 1**　构造图$G=(V,E)$, 将中国国际航线网络中的节点作为图$G$中的顶点$V$, 将网络边作为图$G$中的连边 $E$。

**步骤 2**　初始化节点权重。计算所有节点权重$w_i$, 将其赋值为节点“$K$核”值($K_{\text{core}}$值), 即$K_{\text{core}}(v_i)=w_i$。计算图$G$平均节点权重$w_s=\dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}K_{\text{core}}(v_i)$, 并建立集合$G_k'=\left(V_k',E_k'\right)$用于存储$K$-Core子图, $G_k'$集合初始为空。

**步骤 3**　对图$G$中所有的顶点集进行遍历, 当$K_{\text{core}}(v_i)<w_s$时, 删除该顶点及所有其连边。

**步骤 4**　对图$G$所有顶点集完成遍历后, 将图保存下来的子图存储到$G_k'$中作为 $K$ 核子图, 并将该子图赋值给图$G$。

**步骤 5**　重复步骤 2～步骤 4, 直到原始图中 $K$ 个子图的所有的顶点集都落入K-Core子图中。

## 3　中国国际航线网络层级划分

### 3.1　不同时期航线网络层级划分

疫情期间国内外不同国家/地区采取了不同出入境管制措施, 通航国家/地区数量发生了明显的变化。本文搜集 2019 年 1 月至 2021 年 12 月中国国际航班数据, 数据集包括航班运行数据(如: 日期、航班号、出发机场、到达机场和计划航班等)和旅客信息数据(如: 中转旅客量、直航旅客量等)。分别对各国际机场重要度进行计算, 同时将同一国家/地区的不同机场及各国之间的航线作合并处理, 最终构成了加权国际航线网络, 其中网络节点是各通航国家/地区, 节点权重为该国家/地区所有机场的重要度之和, 网络边是合并后的无向航线。利用改进的基于节点权重的K-Core网格划分算法, N0 时期的中国国际航线网络可以被划分为 3 个层级, 分别为核心层、连接层和边缘层。核心层是权重最高、关联最密切的节点的聚集, 边缘层包含了权重最小、对外仅存在 1 或 2 条航线连接的国家/地区, 其他节点落入连接层[14], 具体划分结果如图 3 所示, 其中, 核心层国家/地区以红色节点和名称表示, 连接层国家/地区以绿色节点和名称表示, 其他黑色节点为边缘层国家/地区。分别对 3 个层级网络中通航节点数量、航线数量和航班频率等指标进行统计, 结果如表 2 所示。

不同层级通航国家/地区总节点度和平均节点度可以表示该层级国家/地区对外连通性和辐射范

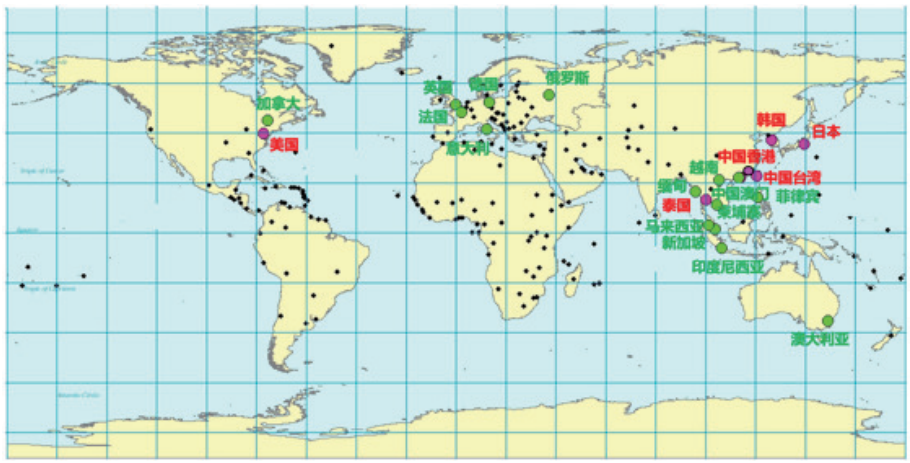



图 3 N0 时期中国国际航线网络层级图

Fig. 3 The hierarchy of China's international air network in N0 period

**表 2 N0 时期中国国际航线网络不同层级指标统计**

**Table 2 Statistics indexes of different China's international air network-level in N0 period**

| 层级 | 通航节点数 | 总节点度 | 平均节点度 | 直航旅客数/万人 | 中转旅客数/万人 |
|---|---|---|---|---|---|
| 核心层 | 6 | 463 | 77.17 | 306.95 | 61.24 |
| 连接层 | 15 | 1 124 | 75.33 | 160.02 | 70.26 |
| 边缘层 | 184 | 4 147 | 22.58 | 31.24 | 48.78 |

围，直航和中转旅客数则表明该层级网络结构特征。可以看出，疫情发生之前中国国际航线网络通航节点为 205 个，网络结构是以枢纽节点之间的直飞航线为主，干线占据近 75% 的旅客量，连接层的直航与中转旅客比例约为 2∶1，连接层中转功能较弱。因此，直航旅客数占比可以作为网络整体恢复情况的判断依据。随着疫情全球化蔓延，N1 时期的中国国际航线网络划分如图 4 所示，网络特征指标如表 3 所示。

由于国际航线严重受限，此时网络中节点总数下降至 122 个，核心层主要由 7 个节点构成，主要覆盖亚洲和东南亚地区。该网络旅客运输总量为 13.2 万人，占全网络旅客总量的 60.85%，平均点度为 99.86，远远高于其他 2 个层级，对整个网络起到主导作用。连接层有 14 个节点，主要由东南亚和欧洲国家/地区构成，旅客运输量占全网 16.08%，中转旅客量对比 N0 时期提高 59.85%。边缘层主要包含了来自中东、非洲等国家/地区的 101 个节点，层内节点的平均度只有 14.43，每个通航节点平均旅客运输量仅 0.02 万人。由此可见，此时中国国际航线呈现东西流向，向东连接日本和北美，向西连接中东和欧洲，干线运输集中在东亚和东南亚。除核心层仍以干线运输为主，其他 2 个层级更多地开始以中转方式进行旅客运输。

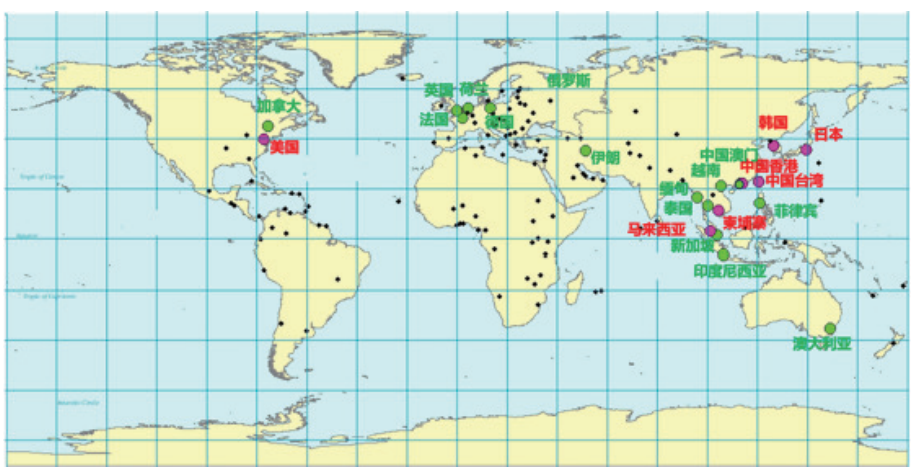



图 4 N1 时期中国国际航线网络层级图

Fig. 4 The hierarchy of China's international air network in N1 period

**表 3　N1 时期中国国际航线网络不同层级指标统计**

**Table 3　Statistics indexes of different China's international air network-level in N1 period**

| 层级 | 通航节点数量 | 总节点度 | 平均节点度 | 直航旅客数/万人 | 中转旅客数/万人 |
|---|---|---|---|---|---|
| 核心层 | 7 | 699 | 99.86 | 7.16 | 6.14 |
| 连接层 | 14 | 1 172 | 83.71 | 3.52 | 3.74 |
| 边缘层 | 101 | 1 458 | 14.43 | 1.01 | 1.02 |

随着“五个一”等国际航线政策的出台和实施[15], 中国国际航线网络构型发生了一定的变化, N2 时期网络层级结构划分如图 5 所示。分别对 3 个层级网络指标进行统计, 结果如表 4 所示。

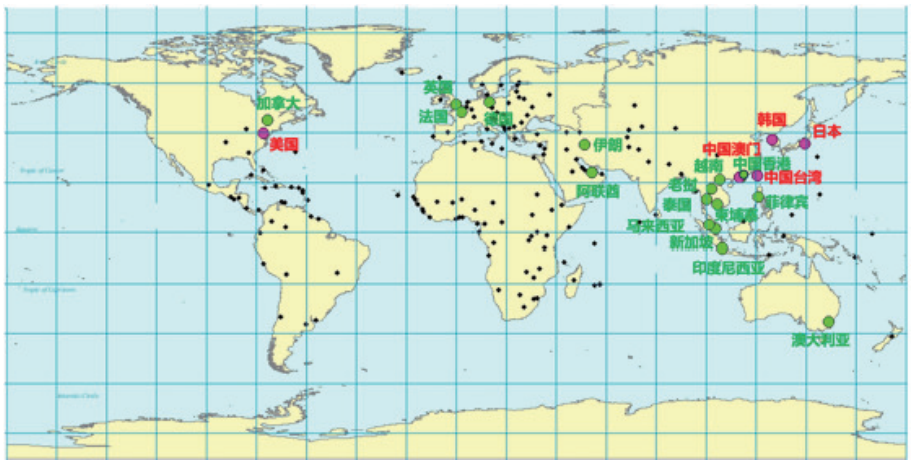



图 5　N2 时期中国国际航线网络层级图

Fig. 5　The hierarchy of China's international air network in N2 period

**表 4　N2 时期中国国际航线网络不同层级指标统计**

**Table 4　Statistics indexes of different China's international air network-level in N2 period**

| 层级 | 通航节点数量 | 总节点度 | 平均节点度 | 直航旅客数/万人 | 中转旅客数/万人 |
|---|---|---|---|---|---|
| 核心层 | 5 | 652 | 130.4 | 10.43 | 4.98 |
| 连接层 | 16 | 2 262 | 141.38 | 5.34 | 5.11 |
| 边缘层 | 145 | 16 227 | 111.91 | 2.34 | 3.48 |

在中国国际航班稳态恢复一年后, 网络通航节点增加到 166 个, 其中, 核心层节点共有 5 个, 马来西亚、柬埔寨及中国香港退出核心层, 中国澳门进入核心层, 此时核心层不再覆盖东南亚地区。运输旅客量占全网络总量 48.64%, 比上一年同期有所下降, 层内平均节点度增加到 130.4, 直航与中转客流比例恢复为 2:1, 这表明核心层国家/地区主要依靠与中国境内机场的干线运输, 而与其他国家/地区的连接性降低, 对整个网络的主导作用逐步减弱。连接层节点共有 16 个, 主要覆盖欧洲和东南亚地区, 平均节点度为 141.38, 旅客运输总量占比 32.95%, 较上一年同期增长 43.94%, 其中, 中转旅客数量进一步提高。边缘层国家/地区共有 145 个, 主要覆盖亚洲和非洲地区, 层内平均节点度高达 111.91, 边缘层节点构成的支线网络几乎变成全连通网络, 各节点平均旅客运输量为 0.04 万。此时, 全球国际航线网络已经发生明显变化, 航线网络结构以直航为主, 特别是对于处于边缘层的节点来说, 通航国家/地区更多, 但是航线客流量更为分散。

### 3.2　不同时期网络层级演化分析

不同时期处于核心层和连接层的国家/地区及其节点重要度排序如表 5 所示。

由表 5 可以看出, 处于核心层和连接层的通航国家/地区总数保持不变, 在 3 个时期均为 21 个, 但是重要度较高的关键节点逐渐由境外国家向国内转移, 特别是在 2021 年, 中国澳门国际机场重要度排在第 1 位, 成为入境和出关的主要门户, 这与境外中转节点锐减、“第三方国家/地区中转”政策及大陆至中国澳门旅客量增加有密不可分的关系。此外, 大多数国家/地区所处层级基本稳定, 但仍有少数国家/地区出现了在不同层级间进出的现象, 如表 6 所示。

从航线网络结构变化来看, 疫情发生后, 泰国从核心层退出至连接层并始终处于该层级, 这是因

表5 不同时期核心层和连接层节点及其重要度排名

Table 5 Node ranking in core layer and bridge layer during different period

| N0时期 | | | N1时期 | | | N2时期 | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 排名 | 国家/地区 | 所在层级 | 排名 | 国家/地区 | 所在层级 | 排名 | 国家/地区 | 所在层级 |
| 1 | 泰国 | 核心层 | 1 | 日本 | 核心层 | 1 | 中国澳门 | 核心层 |
| 2 | 日本 | 核心层 | 2 | 中国台湾 | 核心层 | 2 | 中国台湾 | 核心层 |
| 3 | 韩国 | 核心层 | 3 | 韩国 | 核心层 | 3 | 韩国 | 核心层 |
| 4 | 中国台湾 | 核心层 | 4 | 马来西亚 | 核心层 | 4 | 日本 | 核心层 |
| 5 | 美国 | 核心层 | 5 | 中国香港 | 核心层 | 5 | 美国 | 核心层 |
| 6 | 中国香港 | 核心层 | 6 | 柬埔寨 | 核心层 | 6 | 新加坡 | 连接层 |
| 7 | 新加坡 | 连接层 | 7 | 美国 | 核心层 | 7 | 伊朗 | 连接层 |
| 8 | 越南 | 连接层 | 8 | 泰国 | 连接层 | 8 | 柬埔寨 | 连接层 |
| 9 | 马来西亚 | 连接层 | 9 | 澳大利亚 | 连接层 | 9 | 泰国 | 连接层 |
| 10 | 柬埔寨 | 连接层 | 10 | 印度尼西亚 | 连接层 | 10 | 中国香港 | 连接层 |
| 11 | 俄罗斯 | 连接层 | 11 | 新加坡 | 连接层 | 11 | 马来西亚 | 连接层 |
| 12 | 印度尼西亚 | 连接层 | 12 | 加拿大 | 连接层 | 12 | 加拿大 | 连接层 |
| 13 | 中国澳门 | 连接层 | 13 | 菲律宾 | 连接层 | 13 | 澳大利亚 | 连接层 |
| 14 | 澳大利亚 | 连接层 | 14 | 法国 | 连接层 | 14 | 英国 | 连接层 |
| 15 | 菲律宾 | 连接层 | 15 | 伊朗 | 连接层 | 15 | 印度尼西亚 | 连接层 |
| 16 | 英国 | 连接层 | 16 | 英国 | 连接层 | 16 | 德国 | 连接层 |
| 17 | 加拿大 | 连接层 | 17 | 荷兰 | 连接层 | 17 | 越南 | 连接层 |
| 18 | 德国 | 连接层 | 18 | 越南 | 连接层 | 18 | 老挝 | 连接层 |
| 19 | 意大利 | 连接层 | 19 | 德国 | 连接层 | 19 | 菲律宾 | 连接层 |
| 20 | 法国 | 连接层 | 20 | 中国澳门 | 连接层 | 20 | 法国 | 连接层 |
| 21 | 缅甸 | 连接层 | 21 | 缅甸 | 连接层 | 21 | 阿联酋 | 连接层 |

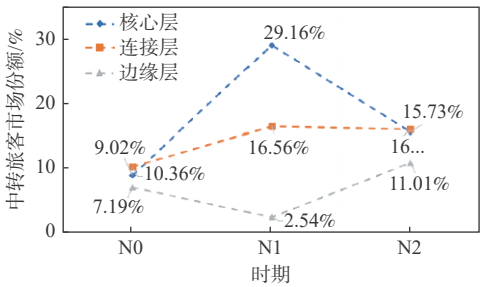
表6 通航国家/地区在不同层级的变化情况

Table 6 Entry and exit of countries/regions in different network levels

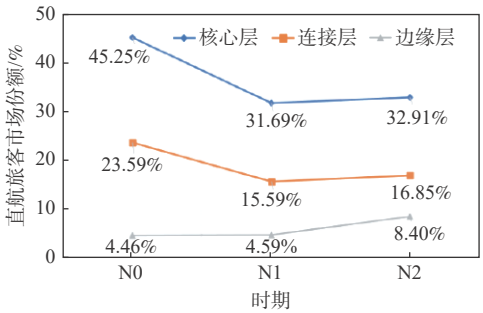
| 国家/地区 | 层级 | | |
|---|---|---|---|
| | N0时期 | N1时期 | N2时期 |
| 泰国 | 核心层 | 连接层 | 连接层 |
| 中国香港 | 核心层 | 核心层 | 连接层 |
| 马来西亚 | 连接层 | 核心层 | 连接层 |
| 柬埔寨 | 连接层 | 核心层 | 连接层 |
| 俄罗斯 | 连接层 | 边缘层 | 边缘层 |
| 意大利 | 连接层 | 边缘层 | 边缘层 |
| 缅甸 | 连接层 | 连接层 | 边缘层 |
| 荷兰 | 边缘层 | 连接层 | 边缘层 |
| 伊朗 | 边缘层 | 连接层 | 连接层 |
| 老挝 | 边缘层 | 边缘层 | 连接层 |
| 阿联酋 | 边缘层 | 边缘层 | 连接层 |
| 中国澳门 | 连接层 | 连接层 | 核心层 |

为泰国与中国的客运航线主要依靠往返于东南亚地区的旅游人群，持续低迷的旅游市场使得中国到泰国的旅游人数锐减且难以恢复。同处于东南亚的马来西亚和柬埔寨在“五个一”政策实施初期短暂地由连接层进入到核心层，但此后便又恢复到最初的连接层中，一方面是因为分担一部分东南亚地区的旅客市场份额，另一方面可以看出，由于该节点自身对外航线较少，客源结构单一导致其仍不具备长期承担核心层节点职责的能力。而与之相对的韩国和日本则始终稳居核心层，可见，中、日、韩旅客往来不局限于旅游吸引力，更与国家经济发展、疫情控制力度等因素有关。疫情发生前同处于连接层的俄罗斯、意大利和缅甸的层级变化也验证这一事实，这3个通航国家分别在不同时期由连接层退入边缘层，而荷兰、伊朗、老挝和阿联酋则由原来的边缘层进入连接层，节点重要度不断提升。英国风险投资公司“深度认知集团”报告显示，位列一级安全的国家/地区中，大部分来自亚洲和欧洲，而中东和北非国家仅占15%[16]。同为境内国际机场的中国香港和中国澳门则出现了截然相反的变化，中国香港机场由最初的核心层逐渐进入连接层，而中国澳门机场则逐渐进入核心层。这是由于自2019年10月以来，访港旅游表现疲弱而持续减少，叠加疫情影响使得来往内地及东南亚的客运量下降最为显著，导致全球各航空公司削减往返中国香港航班数量。

对不同时期各层级直航和中转市场份额进行统计如图6所示。




(a) 中转旅客量市场份额




(b) 直航旅客量市场份额

图 6　不同时期各层级直航和中转市场份额

Fig. 6　Direct and indirect passenger share in each network-level during different time period

疫情发生后, 核心层和连接层直航市场份额分别由 N0 时期的 42.35% 和 23.59% 下降至 N1 时期的 31.69% 和 15.59%, 此后略有小幅增加但依然保持稳定; 与之相反, 边缘层直航市场份额持续增加, 直至 N2 时期, 直航份额比疫情发生前增加一倍。在中转旅客方面, 核心层和连接层的中转市场份额出现增长, 并在 N2 时期达到最高值, 此后核心层中转旅客出现下降, 连接层基本持平; 而边缘层变化则相反, 出现了先减后增的情况, 最终比疫情发生前增加 0.04%。中转份额的增减波动意味着该国家/地区在网络中所承担的连接功能强弱变化。N0 时期, 核心层与连接层占据大量市场份额且这些节点几乎都可以通过直航的方式到达; 疫情发生后, 由于其他国家/地区实施的“全面禁止入境”、“第三方国家/地区中转”等政策及旅游需求骤减, 导致直航旅客份额大幅下降; 在“五个一”政策实施后一年, N2 时期通航节点数量逐步增加并趋于稳定, 然而直航旅客份额并没有显著增加, 与中转人数基本持平, 主要原因在于, 新增恢复直航的国家/地区本身占据市场份额较少且几乎都处于连接层, 即使恢复直连航线, 其功能仍为核心层与边缘层之间的旅客转运, 此时直航旅客仍来源于中国与核心层之间的干线。

在网络结构方面, 中国国际航线网络构型已发生了明显变化。在疫情发生之前, 核心层与连接层构成了全连通子网络, 节点之间相互直接连通。在疫情初期, 由于部分节点不再与中国直接相连, 核心层替代连接层实现中转和集散的双重功能, 此时网络具有典型的枢纽网络结构。疫情发展后时期, 核心层与连接层的直航旅客市场份额趋于稳定, 标志着中国国际航线网络已趋向平稳发展, 但是网络结构与最初仍有较大差距: 核心层中转旅客份下降表明干线运输逐步恢复, 核心层的集散功能有所提升; 连接层受通航国家/地区政策所限, 各份额与政策实施初期基本持平, 难以发挥中转功能; 而边缘层国家/地区构成的支线网络与干线连接更加紧密, 中转旅客份额大幅增加。由此可见, 未来中国国际航线网络结构的枢纽化程度提升, 航线的可替代性提高, 更多国际航线的旅客将以中转的方式进行运输。

## 4　中国国际航线网络鲁棒性分析

航线网络鲁棒性指网络在受到攻击或扰动时, 仍能维持原本服务功能的程度, 鲁棒性越高, 则表示网络抗干扰能力越强[4]。通过网络划分结果可知, 目前中国国际航线网络结构与最初相比已发生明显改变, 此外截至 2021 年底, 通航节点和旅客需求与 N2 时期相比基本保持稳定(见图 1 和图 2), 意味着网络结构仍维持 N2 时期状态。因此, 选择该时期网络进行鲁棒性检验, 分析当前状态下不同层级网络的抗干扰能力和不同节点的功能转变, 有助于对未来航空公司选择关键连接节点提供依据。

### 4.1　航线网络鲁棒性评价指标

依据各国疫情发展形势和不同国家/地区的出入境政策, 选择平均路径长度的倒数变化速率、集聚系数、平均节点度等指标对变化趋势, 评估各层级网络的鲁棒性, 寻找关键通航国家/地区和航线。

1) 平均最短路径长度。最短路径长度是指两点间最短路径的边数, 反映了网络节点间通达的难易程度。网路中任意 2 个节点$i$和$j$之间的距离记为$l_{ij}$, 则整个网络的平均路径长度为所有节点间距离$l_{ij}$的平均值, 记作$L$, 即

$$L=\frac{1}{N(N-1)}\sum_{i\neq j}l_{ij} \tag{4}$$

2) 聚类系数。节点的聚类系数$C_i$为指节点$i$和$k_i$个邻居节点之间实际存在的边数$E_i$与最多可能边数$C_{k_i}^2$的比值, 表示网络中节点之间相互连接紧密程度。整个网络的聚类系数$C$为网络中所有节点聚类系数的平均值, 即

$$C_i=\frac{E_i}{C_{k_i}^2} \tag{5}$$

$$C=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}C_i \tag{6}$$

网络的聚类系数越大，则节点所处的局部区域内节点两两直接相连的比例越高。在航空运输网络中，子网络的聚类系数越高表示在该区域中转的次数越少，且航线可替代性较强，有较多节点可供选择进行中转，因此，网络的局部运输效率也越高。

3）网络效率。网络中节点$i$和$j$之间的效率可以用$i$和$j$之间长度$l_{ij}$的倒数来表示，而网络效率反映了网络结构变化对节点间最短距离的影响，可表示为节点之间的最短距离倒数和的平均数，即

$$E=\frac{1}{N(N-1)}\sum_{i\neq j}\frac{1}{l_{ij}} \tag{7}$$

在航线网络中，$E$的取值为[0,1]，$E$=1表示网络的整体效率最高，此时网络中任意2个节点间都有航班直接相连；$E=0$则表示网络中所有节点之间完全不连通，网络效率最差。

4）通航国家/地区$K$值。通航国家/地区的$K$值由其境内所有机场的关键机场$K_{\mathrm{A}}$值决定，$K_{\mathrm{A}}$值是根据Haider等[17]对于疫情期间各机场受灾程度的评价，结合实际通航情况得到的恢复期关键机场评价指标，关键值越大，机场恢复通航或是增加航班频率的可能性越高。机场$i$的$K_{\mathrm{A}}$值定义为

$$K_{\mathrm{A}}(i)=\sum_{j}\frac{f_{i-j}}{f_i}\left(1/\mathrm{e}^{\frac{I_i}{P_i}}\right) \tag{8}$$

式中，：$f_{i-j}$为航线$i\sim j$上的航班频率；$f_i$为机场$i$出港航班总频率；$I_i$为机场$i$所在国家/地区新增病例人数；$P_i$为$i$机场所在城市总人口数，其中$\frac{I_i}{P_i}\in[0,1]$。式(8)等式右侧第1项表示航线$i\sim j$上的航班频率占$i$机场总出港航线的比例，可以描述该航线所占客流量份额的高低，旅客需求越高的航线被恢复的可能性越高；第2项表示该机场所在城市感染率的倒数，为防控疫情，该城市感染率越高，航班受限越严重，通航或航班恢复的可能性越低。通航国家/地区$c$的$K$值定义为

$$K(c)=\sum_{i\in N_c}K_{\mathrm{A}}(i) \tag{9}$$

式中：$N_c$为通航国家/地区$c$的全部机场集合。本文将各通航国家/地区所有机场的$K_{\mathrm{A}}$值作和，即为该通航国家/地区$K$值，$K$值越大，表示该节点越重要，并用该指标对优先恢复旅客量的国家/地区和航线进行估计。

### 4.2 中国国际航线网络鲁棒性分析

蓄意攻击是网络鲁棒性检验的方法之一，是指在网络信息已知的情况下，通过“攻击”(移除)特定节点，分析网络仍能维持正常运转的能力。本文选取N2时期网络衡量节点重要程度，采用按照节点重要度排序，逐一删除节点的蓄意攻击策略，分析重要节点对不同层级的影响程度。利用式(8)计算得到N2时期网络排名前20的节点$K$值，如表7所示。

**表7 $K$值排名前20的通航国家/地区**

**Table 7 $K$ value of top 20 countries/regions**

| 序号 | 通航国家/地区 | $K$值 | 序号 | 通航国家/地区 | $K$值 |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 美国 | 0.999 979 29 | 11 | 越南 | 0.998 812 69 |
| 2 | 中国澳门 | 0.999 979 07 | 12 | 老挝 | 0.998 326 69 |
| 3 | 日本 | 0.999 750 62 | 13 | 印度尼西亚 | 0.998 081 93 |
| 4 | 中国台湾 | 0.999 552 67 | 14 | 马来西亚 | 0.997 966 13 |
| 5 | 泰国 | 0.999 507 72 | 15 | 菲律宾 | 0.997 667 03 |
| 6 | 柬埔寨 | 0.999 462 35 | 16 | 加拿大 | 0.993 865 77 |
| 7 | 中国香港 | 0.999 422 12 | 17 | 法国 | 0.992 442 52 |
| 8 | 韩国 | 0.999 413 89 | 18 | 德国 | 0.990 832 92 |
| 9 | 新加坡 | 0.999 233 62 | 19 | 英国 | 0.986 901 99 |
| 10 | 澳大利亚 | 0.998 992 24 | 20 | 美国伊朗 | 0.981 027 68 |

在鲁棒性评估实验中，按照节点$K$值大小排序，每次删除一个节点，分别计算不同网络层级的鲁棒性，重复操作直至网络节点被全部移除。图7为3个层级网络在受到蓄意攻击后，各自平均路径长度$L$的变化情况。

横坐标$p$为受攻击节点数占网络初始节点总数的比例。可以看到，随着失效节点数量的增加，3个网络层级的平均路径长度呈不平稳的下降趋势。平均最短路径的下降并不意味着网络连通性更强，而是由于随着重要节点被移除大量孤立节点暴露在网络中。由于网络内节点的可替代性，核心层平均最短路径初始值为1.1，说明核心层国家/地区与网络内任一国家/地区几乎都是直航的。在网络攻击初期$L$出现短暂增加，这意味着网络连通性虽有

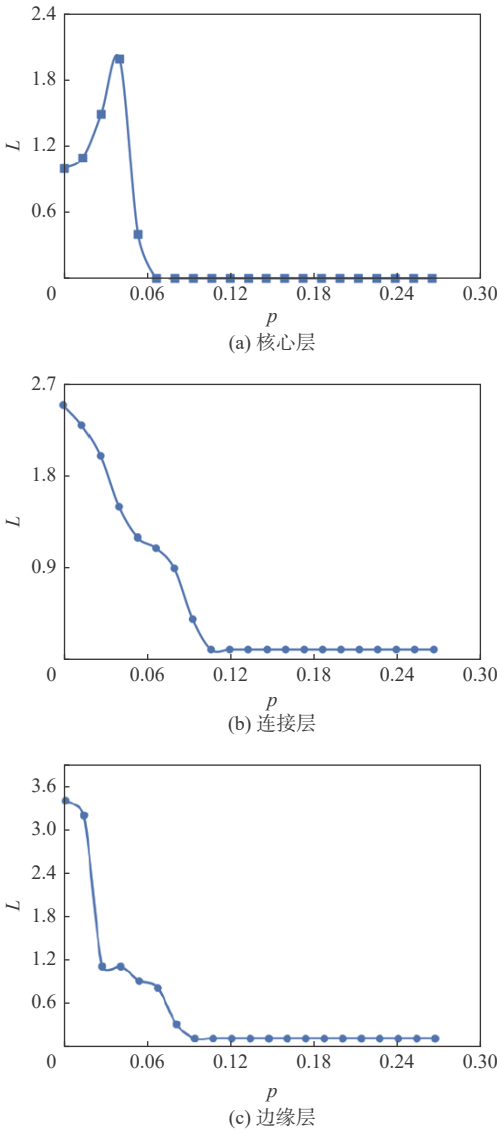



图 7　三个网络层级最短路径 $L$ 变化趋势

Fig. 7　Changes of the shortest path $L$ in three network levels

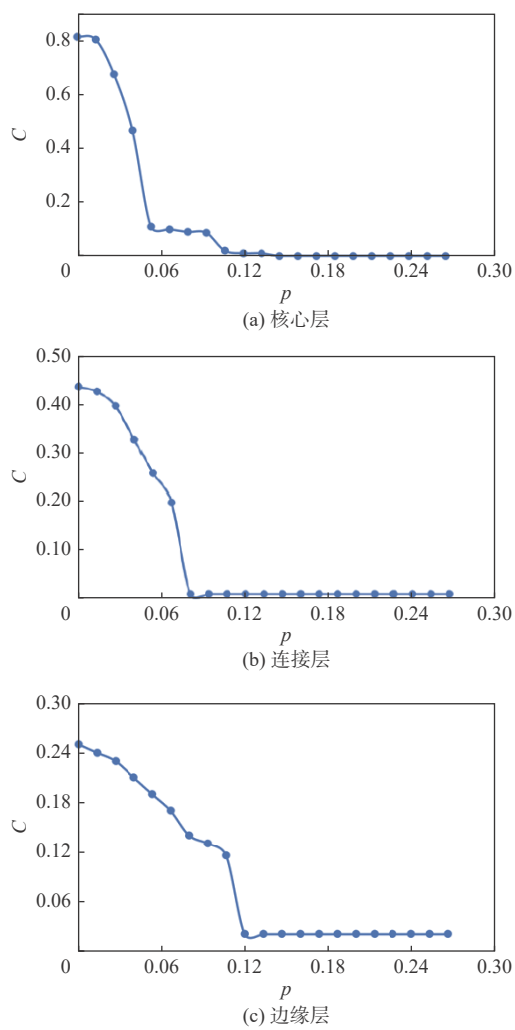



图 8　三个网络层级聚类系数$C$变化趋势

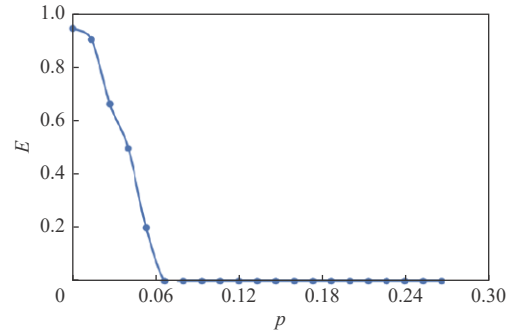
Fig. 8　Change of clustering coefficient $C$ in three network levels

下降但是层内仍可保持连通, 而当节点被持续移除时, 核心层节点减少, 层内最短路径迅速下降到 0, 直至核心层节点全部消失。不同于核心层, 连接层初始最短路径为 2.3, 随着节点连通性持续下降, 由于最终仍有 3 个通航国家/地区未被移除, 连接层平均最短路径最终维持在 0.2 左右。边缘层产生孤立节点的速度远高于其他 2 个层级, 网络连通性迅速下降。这是因为边缘层节点的度较小, 主要与核心层和连接层相连, 层内航线连接较差。当重要节点被移除时, 大量的孤立节点暴露于边缘层。

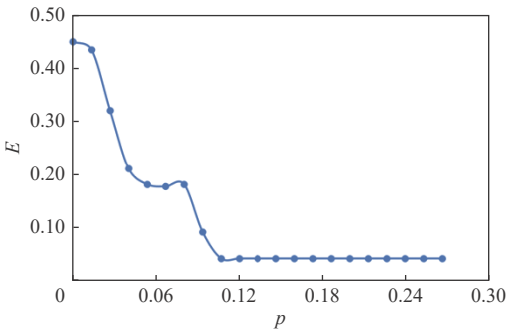
图 8 为 3 个层级网络在受到蓄意攻击后, 网络聚类系数$C$的变化趋势。

从图 8 可以看出, 3 个网络层级最初的聚类系数分别为 0.84、0.45 和 0.23, 再次证实了核心层网络节点之间连接紧密程度非常高, 在运输中有较多的节点可供选择运行中转, 而边缘层连接较差, 主要依靠核心层和连接层节点进行中转。但是节点的蓄意移除对核心层和连接层影响较大, 当被攻击的节点增加, 聚类系数的大小不断减少, 这意味着网络中最大连通子图规模缩小。当 $p>0.05$时, 核心层聚类系数都已趋近于 0, 此时网络几乎失效, 当 $p>0.08$时, 连接层网络的聚类系数趋近于 0, 当 $p>0.12$时网络完全不连通。可以看出, 在网络遭受攻击初期, 核心层和连接层聚类系数迅速下降而边缘层下降则较为平缓, 这是因为本身边缘层节点之间较少有直航连接, 聚类系数变化并不明显, 当网络中大部分核心节点和连接节点失效后, 边缘层连通性急剧下降。

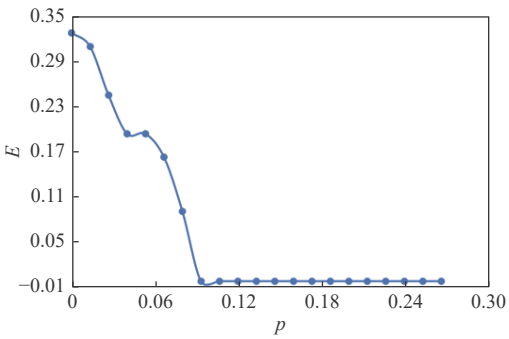
图 9 为 3 个层级网络的网络效率 $E$ 变化趋势。可知, 攻击开始前, 核心层、连接层和边缘层的网络效率分别为 0.94、0.45 和 0.33。随着被攻击节点增加, 网络效率总体上都是减小直至为 0。当有 0.05 的节点被删去时, 核心层网络效率迅速下降到



(a) 核心层



(b) 连接层



(c) 边缘层

图 9 三个网络层级网络效率 $E$ 变化趋势

Fig. 9 Changes in network efficiency $E$ in three network levels

0.2; 当 0.09 的节点失效时, 边缘层网络效率趋近于 0, 此时核心层节点中 0.7 境外节点被移除, 网络完全失效; 当网络中 0.1 节点被移除时, 连通层网络效率趋近于 0, 此时全部网络失效。通过网络效率下降速度可以看出, $K$ 值较大国家/地区直航的失能对核心层影响最大, 即便仅移除美国和日本 2 个节点, 核心层效率下降近一半。其次是连接层节点, 即使排名前 5 个节点均来自核心层, 但是其对连接层的影响远高于移除连接层自身的节点。这是由于连接层主要承担转运的功能, 一旦核心层失效, 连接层无法保持原有的与边缘支线节点的连通性。此外, 核心层和连接层节点的$K_A$值较大机场占比较高, 当这些机场被删除时, 各自网络效率下降更快, 对全网络的影响更大。

因此, 从节点角度来看, $K$ 值较大节点对核心层影响最大, 其次是连接层。这是因为一方面大多 $K$ 值高的国家/地区都来处于核心层和连接层, 另一方面由于层内国家/地区航线的可替代性较强, 当其中少数节点失效时, 边缘层国家/地区仍可通过核心层和连接层的其他地区保持连通。因此, 边缘层常态时效率虽然最低, 但是在网络遭受攻击时, 网络弹性较大, 鲁棒性较好。从网络整体结构来看, 在强大外因(出入境政策)影响下, 为最大限度保存网络连通性, 网络构型和运输节点角色将发生转换, 网络效率明显增加, 网络结构更容易向理想化结构发展; 当外因减弱时, 在内因(旅客量)驱动下, 网络结构会自然向初始状态进行恢复, 但由于在演化期间出现的新增支线中转点、干支连接紧密性增强等因素, 将使得恢复过程中的网络效率仍优于初始网络, 甚至直接影响未来国际航线网络的构建。

此外, 干线客流量和连通性与网络最初相比差异较大, 在目前航班仍然受限条件下, 核心层功能难以恢复如前, 而部分支线网络恢复较好。这是由于支线恢复主要依靠节点连通性, 干线恢复主要取决于航班量。由于核心层节点所在的国家/地区由于感染人数比例相对较高, 难以快速恢复客流量; 而现阶段边缘层节点构成的支线网络接近于全连通网络, 承担部分中转连接功能, 且处于该层级的国家/地区数量较多, 节点可供选择性也相应较高。因此, 未来应重视核心层网络结构对网络整体结构的影响, 防止由于直航主导性过强导致的突发情况下干线停运造成网络割离的不良后果, 增加连接层国家/地区直航比例, 建立稳定可靠的支线网络中转点。例如: 与边缘层国家/地区的航空公司建立合作关系, 充分利用对方发达的航线网络, 通过拓展航空联盟、代码共享、开设国际通程航班等方式建立网络连接, 确保在突发情况下仍可维持网络正常运转, 加速网络的全面恢复。

## 5 结 论

1) 受疫情影响, 中国国际航线网络结构和部分通航节点功能发生本质变化: 核心层对网络主导作用将被逐步削弱, 连接层中转功能将大幅提升。

2) 关键节点决定了网络整体连通性, 在现阶段旅客重心逐步外移的情况下, 可以考虑建立与连接层和边缘层国家/地区的航空公司建立合作关系, 防止关键节点失能造成的网络割离。

3) 边缘层的重要性提升, 在核心层航班受限的情况下, 该层级节点成为国际航线网络恢复的突破口。

本文仍有不足之处, 若要对未来中国国际航线网络布局作出更加准确的判断, 所考虑的因素需要更加完善, 如“疫情影响周期”、各国家/地区最新

“国际航班政策”等, 缩小疫情发展各阶段的时间跨度选择, 分析网络结构和节点功能的动态变化, 不断调整对通航节点的定位, 实现网络动态化布局。

## 参考文献（References）


[1] OAG. Coronavirus recovery tracker[EB/OL]. (2019-11-01)[2021-10-14]. https://www.oag.com/coronavirus-airline-schedules-data.

[2] 傅超琦, 王瑛, 李超, 等. 不同增长机制下航空网络自愈特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(6): 1221-1229.
FU C Q, WANG Y, LI C, et al. Self-healing characteristics of aviation network under different growth mechanisms[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1221-1229(in Chinese).

[3] REN G J, ZHU J F, LU C Y. Identifying influential waypoints in air route networks based on network agglomeration relative entropy[J]. Chinese Journal of Physics, 2019, 57: 382-392.

[4] ALAMSYAH A, RAMADHANI D P. Air transportation network robustness under random and hub-based disruptions[C]//2019 7th International Conference on Information and Communication Technology . Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[5] CHEN Y, WANG J E, JIN F J. Robustness of China’s air transport network from 1975 to 2017[J]. Physica A:Statistical Mechanics and Its Applications, 2020, 539: 122876.

[6] 李航, 刘馨营, 张盈斐, 等. 空间灾害下中欧航空运输网络的脆弱性比较研究[J]. 南京航空航天大学学报 (英文版), 2020, 37(2): 300-310.
LI H, LIU X Y, ZHANG Y F, et al. Comparison on vulnerability of European and Chinese air transport networks under spatial hazards[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(2): 300-310(in Chinese).

[7] YANG Y, XU K J, HONG C. Network dynamics on the Chinese air transportation multilayer network[J]. International Journal of Modern Physics C, 2021, 32(5): 2150070.

[8] DU W B, ZHOU X L, LORDAN O, et al. Analysis of the Chinese Airline Network as multi-layer networks[J]. Transportation Research Part E:Logistics and Transportation Review, 2016, 89: 108-116.

[9] 李航, 胡小兵. 一种改进的民用航空网络空间脆弱性模型[J]. 交通运输系统工程与信息, 2018, 18(4): 202-208.
LI H, HU X B. An improved spatial vulnerability model for civil aviation network[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2018, 18(4): 202-208(in Chinese).

[10] VERMA T, ARAÚJO N A M, HERRMANN H J. Revealing the structure of the world airline network[J]. Scientific Reports, 2014, 4: 5638.

[11] DAI L, DERUDDER B, LIU X J. The evolving structure of the Southeast Asian air transport network through the lens of complex networks, 1979-2012[J]. Journal of Transport Geography, 2018, 68: 67-77.

[12] 彭挺. 层级式航空网络结构性能优化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
PENG T. Structural performance optimization of hierarchical airline network[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017 (in Chinese).

[13] 乐美龙, 郑文娟, 吴明功, 等. 不确定需求下航空公司枢纽网络优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 674-682.
LE M L, ZHENG W J, WU M G, et al. Airline hub network optimization design under uncertain demand[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 674-682(in Chinese).

[14] AMIEL M, MELANCON G, ROZENBLAT C. Multi-level networks: International flows of airline passengers[J]. Mappemonde, 2005, 79(1): 1-10.

[15] 中国民用航空局. “五个一”国际航班政策[EB/OL]. (2020-03-30)[2021-10-18]. http://www.caac.gov.cn/XWZX/MHYW/202003/t20200330_201811.html.
Civil Aviation Administration of China. "Five Ones" International Flight Policy [EB/OL]. (2020-03-30)[2021-10-18]. http://www.caac.gov.cn/XWZX/MHYW/202003/t20200330_201811.html (in Chinese).

[16] Deep Acknowledge Analysis. Deep tech focused analysis agency [EB/OL] . (2020-08-16)[2021-10-18].https://www.dka.global.

[17] HAIDER N, YAVLINSKY A, SIMONS D, et al. Passengers' destinations from China: Low risk of Novel Coronavirus (2019-nCoV) transmission into Africa and South America[J]. Epidemiology and Infection, 2020, 148: e41.

# Evolution characteristics of China's international air transport network under impact of COVID-19

ZHANG Haoyu[1], WU Weiwei[1,*], HUA He[1], GUO Yimao[2]

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. OAG Aviation Worldwide Pte Ltd (Beijing Representative Office), Beijing 100020, China)

**Abstract**: Under the global COVID-19 pandemic, the various international flight policies and the huge decline in international routes and passengers have had a significant impact on the structural characteristics of China's international air transportation network. It is important to analyze the characteristics and evolution of China's international air transportation network for airlines' future international route recovery and resource allocation decisions. In this paper, the K-Core algorithm is used to decompose China's international air transportation network into different layers from 2019 to 2021. By analyzing the characteristics, level belonging, and transit passenger share of each node, the different layer functions were determined and the development trend of the network structure was concluded. In addition, the network was purposefully assaulted by eliminating nodes one at a time in accordance with their node relevance. The nodes were ranked and appraised by taking into account node degree, passenger flow, and the number of infected persons. Therefore, the evolution of network robustness was analyzed which is helpful to identify the key nodes in different periods. It demonstrates how the network structure and node functions have changed, some of which will be irreversible, as a result of internal and external factors such as decreased passenger numbers and international flight policies. The connectivity and dominant role of the core layer on the entire network are gradually weakened, the transfer function of the bridge layer is further strengthened, and the periphery layer will become the most promising recovery market. Airlines can consider establishing stronger connectivity with these nodes, which can not only maintain the normal operation of the network in case of emergencies but also rebuild key transit nodes during the network recovery period and improve passenger demand.

**Keywords**: air transport; network hierarchy; robustness; COVID-19; international flight route

**Received**: 2021-12-12; **Accepted**: 2022-04-10; **Published Online**: 2022-06-07 14:05

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220606.1704.002.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (U1933118,U2033205); National Key R&D Program of China (2018YFB1601200)

* **Corresponding author**. E-mail: nhwei@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0748

# 电子机械制动系统无压力传感器控制策略

赵逸云，林辉*，李兵强
(西北工业大学 自动化学院，西安 710072)

**摘 要**：针对低地板有轨电车电子机械制动 (EMB) 系统压力传感器故障问题，提出一种强耦合条件下的无压力传感器制动力伺服控制策略。基于系统转矩特征曲线，提出一种不依赖于附加机械调节机构及压力检测装置的 EMB 间隙调整方法。同时，考虑系统制动和缓解过程中存在的“迟滞”特性，在 EMB 系统刚度特征曲线的基础上，提出一种强耦合条件下的制动力估算策略，与传统方法相比，其可有效地改善制动力的估计精度，能够作为备份制动方案，提高系统的可靠性。在此基础上，设计基于 Sigmoid 函数的改进型扩张状态观测器 (ESO) 对系统中的未建模部分与外界扰动进行估计与补偿，并将观测值前馈补偿至积分反步控制器，消除系统的观测误差，提高系统的鲁棒性。通过静态实验平台验证了所提控制策略的有效性。

**关 键 词**：低地板有轨电车；电子机械制动；制动力估算；间隙调整；自抗扰控制
**中图分类号**：TM921.5
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2711-10

作为轨道交通领域下一代新型制动方式，电子机械制动 (electromechanical brake, EMB) 技术较早于航空领域以“全电刹车”概念提出，属于航空技术民用化[1-2]。区别于有轨列车常见的空气和液压制动方式，EMB 系统省去复杂的空气与液压管路，避免了油液泄露的风险，具有响应快、结构简单、轻量化、智能化等优点[3-5]。

考虑 EMB 系统中多变量、强耦合、变参数等非线性特点[6-7]，工程中通过安装制动力测量元件实现其制动力精确控制[8]。然而低地板有轨电车整车地板距轨面高度较低，运行环境恶劣，因此，传感器的可靠性受到巨大挑战。同时常规的测量元件采用应变片的形变反馈制动力值，在长时间的疲劳使用过程中应变片亦存在断裂的风险。如果制动力测量传感器发生故障，则车辆会出现制动性能下降及制动不当的情况，影响人身安全。因此，无压力传感器控制已成为当今 EMB 系统研究领域的热点与难点[9-10]。

目前常用的 EMB 系统无压力传感器制动力伺服控制法主要分为 3 类：①转矩动态方程法[11-12]；②特征曲线法[13-14]；③实验方法[15]。Fu 等[13] 提出汽车 EMB 系统的制动正压力与丝杠位移满足 3 次多项式的参数关系，但忽略了两者之间的“迟滞”特性。与之相比，文献 [14] 建立了电机转角与制动力间关系式，保留了制动力极值间的“迟滞”特性。不足之处在于，忽略了不同制动力间差异的“迟滞”特性，无法处理时变的期望制动力。由于系统固有的“迟滞”特性，文献 [11] 将 EMB 刚度模型分为线性与非线性 2 个部分，同时构建系统负载转矩模型，采用卡尔曼滤波器对非线性部分进行观测补偿。不依赖于经验数据与 EMB 执行器的刚度特性曲线。文献 [12] 提出了一种基于超螺旋算法的扩张状态观测器，在动态转矩平衡方程基础上估算系统制动力信号。文献 [11-12] 不足之处在于，系统

**收稿日期**：2021-12-12；**录用日期**：2022-02-25；**网络出版时间**：2022-03-11 10:13
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220310.1404.001.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (51777170)；陕西省重点研发计划高校联合重点项目 (2021GXLH-01-14)；民机科研项目 (2018KF090226)
* **通信作者**. E-mail：linhui@nwpu.edu.cn

*引用格式：赵逸云，林辉，李兵强. 电子机械制动系统无压力传感器控制策略 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2711-2720.*
*ZHAO Y Y，LIN H，LI B Q. Clamping force sensorless control strategies for electromechanical brake systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2711-2720（in Chinese）.*

摩擦模型复杂，无法建立精确的数学模型。结合钳式制动工作原理，在制动缓解时，系统主要克服摩擦转矩，近似空载运行，负载模型与制动力无关。此外，在制动施加输出恒定制动力时，电机工作状态为堵转，输出恒定转矩。由于系统选用伺服电机作为驱动电机，长时间的堵转会对系统控制器和伺服电机造成一定的风险。

自抗扰控制 (active disturbance rejection control, ADRC) 是一种几乎不依靠数学模型来处理非线性、不确定性和外部扰动的控制方法[16-18]，目前于非线性控制领域得到广泛应用。作为ADRC技术的核心部分，扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 可对系统中的未建模误差与外部扰动进行实时估计。由于单一的反步控制策略无法满足系统鲁棒性及高动态响应的要求[19]。因此，在反步控制中引入积分项构建积分反步控制以提高系统控制精度，有效地避免滑模控制引入的抖振问题，同时利用扩张状态观测器估计与补偿内外扰动，提高系统的鲁棒性。

本文针对低地板有轨电车EMB系统的特点及现有研究的不足，考虑系统制动和缓解过程中存在的“迟滞”特性，提出了一种强耦合条件下的无压力传感器制动力伺服控制策略。该控制策略结合自抗扰控制与积分反步控制的优点，首先，采用基于Sigmoid函数的扩张状态观测器估计与补偿系统中存在的未建模动态及参数摄动引入的总扰动；然后，利用积分反步法实现系统在无压力传感器下的伺服控制；同时，利用电机输出转矩与制动力间的关系提出了一种不依赖于附加机械调节机构及压力检测装置的EMB间隙调整方法；最后，通过实验验证了本文控制策略的有效性。

## 1 系统结构与数学模型

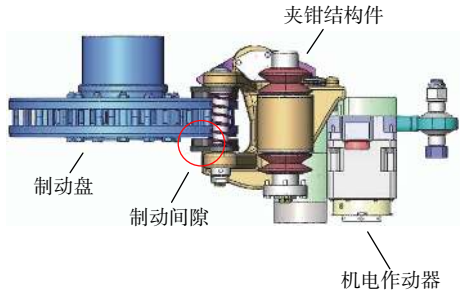
### 1.1 系统结构

图1为低地板有轨电车电子机械制动系统结构，其由机电作动器 (electromechanical actuator, EMA)、夹钳结构件和制动盘组成。

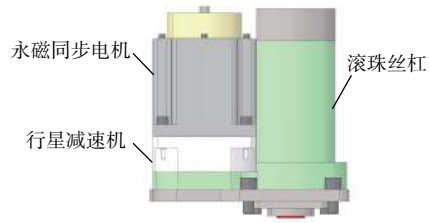
EMA以永磁同步电机 (permanent magnetic synchronous machine, PMSM) 作为动力输出，配备传感器、行星减速机、滚珠丝杠等装置。其中，滚珠丝杠将由行星减速机传递的电机旋转运动变成轴向运动，进而推动杠杆，使得夹钳结构件上的闸片在推力的作用下与制动盘产生制动力，从而提供制动转矩。

### 1.2 系统数学模型

PMSM以其效率高、功率密度大、转矩脉动小




(a) 整体结构示意图




(b) 机电作动器结构示意图

图1 低地板有轨电车电子机械制动系统结构

Fig. 1 Structure diagram of EMB system for low-floor trams

等优势于工业应用中得到广泛应用[20]。为简化分析过程，在$d-q$坐标轴下，PMSM的定子电流方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{i}_d = -\dfrac{R_s}{L_s} i_d + n_p \omega_m i_q + \dfrac{u_d}{L_s} \\ \dot{i}_q = -\dfrac{R_s}{L_s} i_q - n_p \omega_m i_d - \dfrac{n_p \psi_f}{L_s} \omega_m + \dfrac{u_q}{L_s} \end{cases} \tag{1}$$

基于转子磁场定向矢量控制方法，采用$i_d = 0$的控制时，PMSM转矩方程为

$$T_e = \frac{3 n_p}{2} \psi_f i_q \tag{2}$$

PMSM的运动方程为

$$T_e - T_L - T_d = J_{tot} \dot{\omega}_m \tag{3}$$

式中：$u_d$、$u_q$和$i_d$、$i_q$分别为$d$、$q$轴定子电压与电流；$R_s$和$L_s$分别为定子电阻和电感；$n_p$为电机极对数；$\omega_m$为转子机械角速度；$\psi_f$为永磁体励磁磁链；$T_e$为电磁转矩；$T_L$为折算到电机轴端的负载转矩；$J_{tot}$为折算到电机轴端的等效转动惯量；$T_d$为系统中存在的未建模动态及参数摄动总扰动。

考虑黏滞摩擦转矩、库伦摩擦转矩与静摩擦转矩等因素，EMB系统执行器摩擦力矩$T_f$可表示为

$$T_f = \begin{cases} T_c + (T_s - T_c) e^{-|\omega_m/\omega_s|^\delta} + B_v \omega_m & \omega_m \neq 0 \\ T_e & \omega_m = 0 \text{且} |T_e| < T_s \\ T_s \operatorname{sign}(T_e) & \omega_m = 0 \text{且} |T_e| \geqslant T_s \end{cases} \tag{4}$$

式中：$T_c$为库伦摩擦转矩；$T_s$为静摩擦转矩；$\omega_s$为Stribeck速度；$B_v$为黏滞阻尼系数；$\delta$为经验常数，取0.5～1；sign(·)为符号函数。

采用常规压力-速度-电流三闭环控制方法时，

三角波制动力参考信号跟踪实验结果如图 2 所示。其中，三角波制动力信号峰值幅度为 4～28 kN，频率为 1 Hz。

结合图 2 及钳式制动系统工作原理可知，滚珠丝杠所受阻力主要由闸片压缩变形和夹钳变形产生。除去电机换向造成的电流冲击，电机输出力矩与制动力存在正相关。因此，滚珠丝杠的负载力矩与制动正压力存在如下关系：

$$F_{\mathrm{emb}}^{+}=\frac{2\pi T_{\mathrm{b}} i_{\mathrm{g}} \eta}{L_0} \tag{5}$$

式中：$F_{\mathrm{emb}}^{+}$为制动力施加过程反馈压力；$\eta$为负载系数；$i_{\mathrm{g}}$为行星齿轮减速比；$L_0$为滚珠丝杠导程；$T_{\mathrm{b}}$为制动盘形变引起的负载转矩。

与之相反，制动力缓解时系统所受负载力矩主要为摩擦力矩。综上所述，系统负载转矩可表示为

$$T_{\mathrm{L}}=\begin{cases} T_{\mathrm{b}}+\mathrm{T_f} & \dot{F}_{\mathrm{emb}}\geqslant 0 \\ T_{\mathrm{f}} & \dot{F}_{\mathrm{emb}}<0 \end{cases} \tag{6}$$

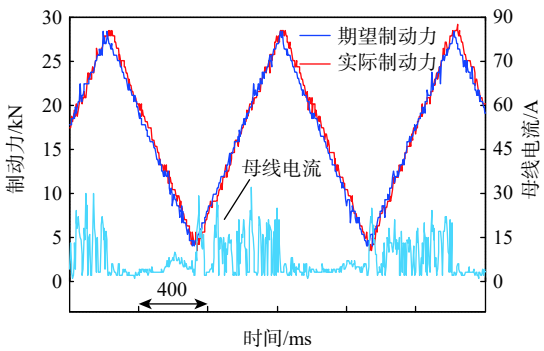



图 2　常规方法三角波制动力信号跟踪实验结果

Fig. 2　Experimental results with conventional method

## 2　控制器设计

### 2.1　制动间隙调整

低地板有轨电车在运行状态下，制动盘与闸片间须保持合适的制动间隙，避免意外制动和过热现象的发生。此外，制动间隙因机械磨损产生变化，从而影响制动力估计与控制性能。由文献 [21] 可知，常规制动间隙自动调整方法依赖于制动力测量元件。因此，在无压力传感器制动力伺服控制中，考虑新的制动间隙自动调整策略是不可避免的。

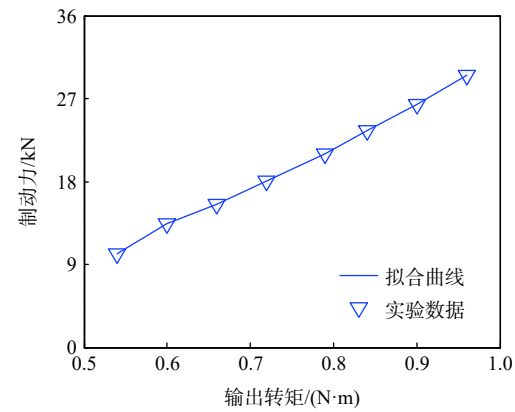
在$i_d=0$的控制策略下，电机输出转矩与$q$轴定子电流$i_q$成正比，考虑电流测量噪声，当到达稳态时，电机处于堵转状态，电机转速为 0，即

$$\begin{cases} \theta_{\mathrm{m}}(k)-\theta_{\mathrm{m}}(k-1)=0 \\ \omega_{\mathrm{m}}(k)=0 \\ I_{\min}<I_{\mathrm{bus}}(k)<I_{\max} \end{cases} \tag{7}$$

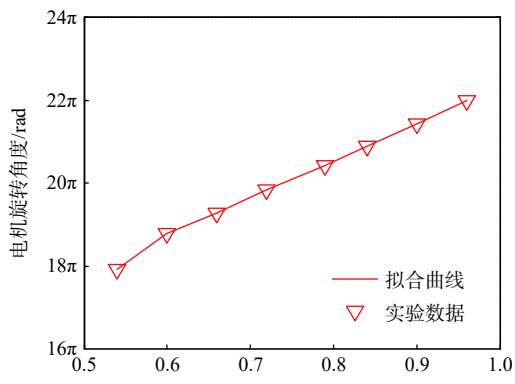
式中：$k$ 为离散时间；$\theta_{\mathrm{m}}$为电机转子机械角度；$I_{\mathrm{bus}}$为母线电流；$I_{\min}$和$I_{\max}$分别为设定母线电流阈值的极值。

在电机轴端失电制动器处于额定电压下，测取电机输出转矩与正向施加制动力、电机旋转角度的特征曲线如图 3 所示。

基于图 3 所示实验结果与分析，设计低地板有轨电车无压力传感器间隙调整策略流程，如图 4 所示。在无压力传感器下，如果系统接收到间隙调整指令时，电机采用恒转矩运行。当系统检测到 EMA 的驱动电机处于堵转状态，并持续时间$t_{\mathrm{set}}$，则设定电机跟踪位置参考信号$\theta_{\mathrm{set}}$，控制电机反向缓解。同时，检测系统为非过压状态，且电机反向缓解到设定目标参考值，则系统间隙调整完成。




(a) 输出转矩与制动力关系曲线




(b) 输出转矩与电机旋转角度关系曲线

图 3　输出转矩分别与制动力和电机旋转角度关系曲线

Fig. 3　Relations of output torque with braking force and rotation angle of motor

### 2.2　制动力估计

通过研究制动盘与闸片的物理特性，可得系统的电机旋转角度与制动力特征曲线，如图 5 所示。其中，施加曲线与缓解曲线由实验数据绘制。当系统的制动力值小于阈值时，由于系统的结构与齿间间隙等因素的存在，EMB 系统的制动力与电机旋转角度之间存在明显的“迟滞”特性，系统制动力施加与缓解可以用不同曲线进行描述。当系统的制动力值大于阈值时，系统为刚性连接，制动力施

加与缓解曲线重合，可用线性函数描述。图5中$F_{th}$和$F_{max}$分别为系统制动力的阈值与极大值，$\theta_{th}$和$\theta_{max}$分别为系统电机旋转角度的阈值和极大值。

采用最小二乘法对实验数据拟合，由实验数据可得电机旋转角度与制动力的近似数学关系如下：

$$\theta_{m-i}=a_{5-i}x^5+a_{4-i}x^4+a_{3-i}x^3+a_{2-i}x^2+a_{1-i}x+\theta_{gap} \quad (8)$$

式中：$\theta_{m-i}$为电机旋转角度；$a_{5-i}\sim a_{1-i}$为拟合曲线系数；$\theta_{gap}$为初始设定的制动间隙；$i=1,2,3$分别为施加曲线、缓解曲线和拟合曲线。

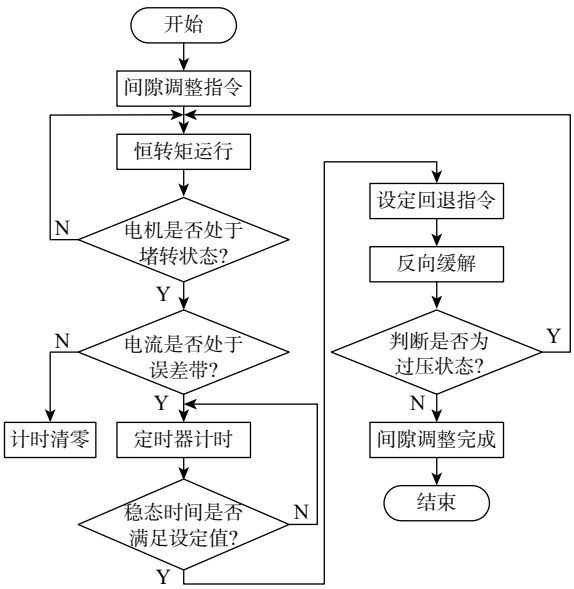



图4 无压力传感器制动间隙调整流程

Fig. 4 Flow chart of gap distance adjustment without pressure sensor

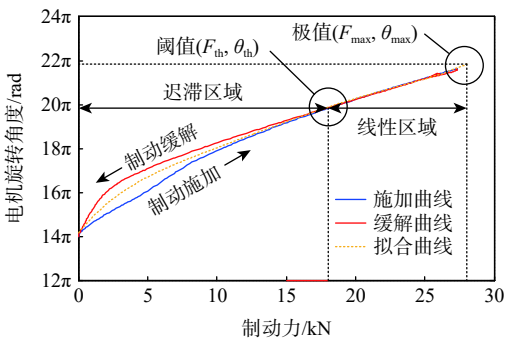



图5 电机旋转角度与制动力特征曲线

Fig. 5 Characteristic curves of motor angle with clamping force

本文EMB系统的刚度模型拟合曲线相关系数如表1所示。

由于EMB系统的输入具有不确定性，本文以图5中实验曲线为参考曲线，将电机旋转角度与制动力特征曲线分为线性与迟滞区域。在保留系统存在的“迟滞”特性条件下，针对不同的制动力参考值$F_{ref}$估算出电机角度参考值$\theta_{ref}$，具体如下，其中，$F_{emb}$为初始制动力估计值。

表1 刚度模型拟合曲线系数表

Table 1 Coefficient of fitting curve of stiffness model

| $i$ | $a_{5-i}$ | $a_{4-i}$ | $a_{3-i}$ | $a_{2-i}$ | $a_{1-i}$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | $7.49\times10^{-6}$ | $-5.88\times10^{-4}$ | $1.74\times10^{-2}$ | $-2.49\times10^{-1}$ | 2.49 |
| 2 | $-1.55\times10^{-6}$ | $1.21\times10^{-4}$ | $-2.93\times10^{-3}$ | $4.62\times10^{-3}$ | 1.32 |
| 3 | $1.44\times10^{-5}$ | $-1.14\times10^{-3}$ | $3.38\times10^{-2}$ | $-4.61\times10^{-1}$ | 3.51 |

1）制动力施加（$F_{ref}>F_{emb}$）。

**系统状态1：**系统制动力参考值满足$F_{th}<F_{ref}\leqslant F_{max}$，且电机转子初始角度$\theta_{init}$满足$0\leqslant\theta_{init}\leqslant\theta_{max}$。

电机转子角度参考值$\theta_{ref}$为

$$\theta_{ref}=\frac{\Delta\theta_{mt}}{\Delta F_{mt}}(F_{ref}-F_{th})+\theta_{th} \quad (9)$$

式中：$\Delta\theta_{mt}=\theta_{max}-\theta_{th}$；$\Delta F_{mt}=F_{max}-F_{th}$。

当系统处于制动力施加状态1时，根据电机转子初始角度的差异，EMB系统制动力估计值$\hat{F}$为

$$\hat{F}=\begin{cases}0 & 0\leqslant\theta_m\leqslant\theta_{gap}\\ \theta_{m-1}^{-1}(\theta_m) & \theta_{gap}<\theta_m\leqslant\theta_{th}\\ F_{th}+\dfrac{\Delta F_{mt}}{\Delta\theta_{mt}}(\theta_m-\theta_{th}) & \theta_{th}<\theta_m\leqslant\theta_{max}\end{cases} \quad (10)$$

**系统状态2：**系统制动力参考值满足$0\leqslant F_{ref}\leqslant F_{th}$，且电机转子初始角度满足$0\leqslant\theta_{init}<\theta_{gap}$。

电机转子角度参考值$\theta_{ref}$为

$$\theta_{ref}=\theta_{m-1}(F_{ref}) \quad (11)$$

当系统处于制动力施加状态2时，EMB系统制动力估计值$\hat{F}$参考制动力施加系统状态1。

**系统状态3：**系统制动力参考值满足$0\leqslant F_{ref}\leqslant F_{th}$，且电机转子初始角度满足$\theta_{gap}\leqslant\theta_{init}\leqslant\theta_{th}$。

电机转子角度参考值$\theta_{ref}$为

$$\theta_{ref}=\theta_{init}+\Delta\theta \quad (12)$$

式中：

$$\Delta\theta=\frac{\theta_{m-1}(F_a)-\theta_{gap}}{\Delta\theta_{tg}}(\theta_{th}-\theta_{init})$$

$$F_a=\frac{F_{ref}-F_{emb}}{F_{th}-F_{emb}}F_{th}$$

$$\Delta\theta_{tg}=\theta_{th}-\theta_{gap}$$

当系统处于制动力施加状态3时，根据电机转子初始角度的差异，EMB系统制动力估计值$\hat{F}$为

$$\hat{F}=\begin{cases}0 & 0\leqslant\theta_m\leqslant\theta_{gap}\\ F_{emb}+\dfrac{F_{th}-F_{emb}}{F_{th}}\theta_{m-1}^{-1}(\theta_a) & \theta_{gap}<\theta_m\leqslant\theta_{th}\\ F_{th}+\dfrac{\Delta F_{mt}}{\Delta\theta_{mt}}(\theta_m-\theta_{th}) & \theta_{th}<\theta_m\leqslant\theta_{max}\end{cases} \quad (13)$$

式中：$\theta_a=\theta_{gap}+(\theta_m-\theta_{init})\left(\theta_{th}-\theta_{gap}\right)/(\theta_{th}-\theta_{init})$

2）制动力缓解（$F_{ref}<F_{emb}$）

**系统状态4：**系统制动力参考值满足$F_{th}<F_{ref}\leqslant F_{max}$，且电机转子初始角度满足$\theta_{th}<\theta_{init}$。

电机转子角度参考值$\theta_{ref}$为

$$\theta_{\mathrm{ref}}=\frac{\Delta\theta_{\mathrm{mt}}}{\Delta F_{\mathrm{mt}}}(F_{\mathrm{ref}}-F_{\mathrm{th}})+\theta_{\mathrm{th}} \tag{14}$$

当系统处于系统状态 4 时，根据电机转子初始角度的差异，EMB 系统制动力估计值$\hat{F}$为

$$\hat{F}=\begin{cases}0 & 0\leqslant\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{gap}}\\ \theta_{\mathrm{m-2}}^{-1}(\theta_{\mathrm{m}}) & \theta_{\mathrm{gap}}<\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{th}}\\ F_{\mathrm{th}}+\dfrac{\Delta F_{\mathrm{mt}}}{\Delta\theta_{\mathrm{mt}}}(\theta_{\mathrm{m}}-\theta_{\mathrm{th}}) & \theta_{\mathrm{th}}<\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{max}}\end{cases} \tag{15}$$

**系统状态 5：**系统制动力参考值满足$0<F_{\mathrm{ref}}\leqslant F_{\mathrm{th}}$，且电机转子初始角度满足$\theta_{\mathrm{th}}<\theta_{\mathrm{init}}\leqslant\theta_{\mathrm{max}}$。

电机转子角度参考值$\theta_{\mathrm{ref}}$为

$$\theta_{\mathrm{ref}}=\theta_{\mathrm{m-2}}(F_{\mathrm{ref}}) \tag{16}$$

当系统处于系统状态 5 时，EMB 系统制动力估计值$\hat{F}$参考系统状态 4。

**系统状态 6：**系统制动力参考值满足$0<F_{\mathrm{ref}}\leqslant F_{\mathrm{th}}$，且电机转子初始角度满足$\theta_{\mathrm{gap}}<\theta_{\mathrm{init}}\leqslant\theta_{\mathrm{th}}$。

电机转子角度参考值$\theta_{\mathrm{ref}}$为

$$\theta_{\mathrm{ref}}=\theta_{\mathrm{init}}-\Delta\theta \tag{17}$$

式中：

$$\Delta\theta=\frac{\theta_{\mathrm{th}}-\theta_{\mathrm{m-2}}(F_{\mathrm{r}})}{\Delta\theta_{\mathrm{tg}}}\left(\theta_{\mathrm{init}}-\theta_{\mathrm{gap}}\right)$$

$$F_{\mathrm{r}}=F_{\mathrm{th}}-\frac{F_{\mathrm{emb}}-F_{\mathrm{ref}}}{F_{\mathrm{emb}}}F_{\mathrm{th}}$$

当系统处于制动力缓解状态 6 时，根据电机转子初始角度的差异，EMB 系统制动力估计值$\hat{F}$为

$$\hat{F}=\begin{cases}0 & 0\leqslant\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{gap}}\\ F_{\mathrm{emb}}-\dfrac{F_{\mathrm{th}}-\theta_{\mathrm{m-2}}^{-1}(\theta_{\mathrm{m}})}{F_{\mathrm{th}}}F_{\mathrm{emb}} & \theta_{\mathrm{gap}}<\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{th}}\\ F_{\mathrm{th}}+\dfrac{\Delta F_{\mathrm{mt}}}{\Delta\theta_{\mathrm{mt}}}(\theta_{\mathrm{m}}-\theta_{\mathrm{th}}) & \theta_{\mathrm{th}}<\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{max}}\end{cases} \tag{18}$$

式中：$\theta_{\mathrm{r}}=\theta_{\mathrm{th}}-(\theta_{\mathrm{init}}-\theta_{\mathrm{m}})\Delta\theta_{\mathrm{tg}}/\left(\theta_{\mathrm{init}}-\theta_{\mathrm{gap}}\right)$。

3）间隙保持，即$F_{\mathrm{ref}}=0$

电机转子角度参考值$\theta_{\mathrm{ref}}$为

$$\theta_{\mathrm{ref}}=0 \tag{19}$$

根据电机转子初始角度的差异，EMB 系统制动力实时估计值$\hat{F}$分别为：① 当电子转子初始角度满足$\theta_{\mathrm{th}}<\theta_{\mathrm{init}}\leqslant\theta_{\mathrm{max}}$时，EMB 系统制动力估计值$\hat{F}$参考系统状态 4。② 当电机转子初始角度满足$\theta_{\mathrm{gap}}<\theta_{\mathrm{init}}\leqslant\theta_{\mathrm{th}}$时，EMB 系统制动力估计值$\hat{F}$参考系统状态 4。③ 当电机转子实时角度$0\leqslant\theta_{\mathrm{m}}\leqslant\theta_{\mathrm{gap}}$时，制动力实时估计值$\hat{F}=0$。

因此，本文控制策略考虑了系统中存在的“迟滞”特性，快速而准确，但其有效性却决于刚度曲线拟合的精确性。因此，在 EMB 系统使用期间需进行刚度标定，采用可编程存储芯片保存，将无压力传感器控制作为系统备份以提高系统的可靠性、安全性。

### 2.3　积分反步自抗扰控制

为了提高低地板有轨电车 EMB 系统的无压力传感器制动力伺服控制精度与抗干扰能力，本文设计基于 Sigmoid 函数的改进型 ESO 对系统中的未建模部分与外界扰动进行估计与补偿，并将观测值前馈补偿至积分反步控制器。

#### 2.3.1　基于 Sigmoid 函数的扩张状态观测器设计

考虑系统中存在的未建模动态及参数摄动，结合式 (3)，选取状态变量$x_1=\theta_{\mathrm{m}}$，$x_2=\omega_{\mathrm{m}}$，控制量$i_q^*$，则系统状态方程为

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=bi_q^*-g+d\end{cases} \tag{20}$$

式中：$b=3n_{\mathrm{p}}\psi_{\mathrm{f}}/2J_{\mathrm{tot}}$；$d=-T_{\mathrm{d}}/J_{\mathrm{tot}}$；$g=T_{\mathrm{L}}/J_{\mathrm{tot}}$。

将系统总扰动$d$扩张成一个新的状态变量$x_3$，并记$\dot{x}_3=\psi$，则式 (20) 可增广为

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=bi_q^*-g+x_3\\ \dot{x}_3=\psi\end{cases} \tag{21}$$

Sigmoid 函数具有平滑、易于求导等特性，其可以将一个实数映射到(0,1)，表达式为

$$\mathrm{Sig}(x)=\frac{1}{1+\mathrm{e}^{-x}} \tag{22}$$

作为一种分段函数，常规误差观测函数fal在原点邻域范围内易产生高频抖振现象。遵循“大误差，小增益；小误差，大增益”的原则，对 Sigmoid 函数进行变换，引入可调参数$a$和$k$，使其变化范围为$(-a,a)$。

定义非线性函数$g_{\mathrm{fsig}}(x,a,k)$，其表达式为

$$g_{\mathrm{fsig}}(x,a,k)=2a\left(\mathrm{sig}(kx)-0.5\right) \tag{23}$$

式中：$x$为函数输入变量；$a$和$b$为可调参数，分别用于调节非线性函数的幅值与变化率。

对此建立三阶非线性扩张状态观测器为

$$\begin{cases}\varepsilon_1=\hat{x}_1-x_1\\ \dot{\hat{x}}_1=\hat{x}_2-\beta_1\varepsilon_1\\ \dot{\hat{x}}_2=\hat{x}_3-\beta_2 g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_1,\delta_1)+bi_q^*-g\\ \dot{\hat{x}}_3=-\beta_3 g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_2,\delta_2)\end{cases} \tag{24}$$

式中：$\hat{x}_i(i=1,2,3)$为系统状态$x_i(i=1,2,3)$的估计值；$\varepsilon_1=\hat{x}_1-x_1$为估计误差；$\beta_i(i=1,2,3)$为 ESO 的增益系数；$\sigma_i$和$\delta_i(i=1,2)$为非线性函数可调参数。

定义 ESO 的观测误差为

$$\begin{cases}\varepsilon_1=\hat{x}_1-x_1\\ \varepsilon_2=\hat{x}_2-x_2\\ \varepsilon_3=\hat{x}_3-d\end{cases} \tag{25}$$

对式(25)求导，结合式(24)可得估计误差的动态方程为

$$\begin{cases}\dot{\varepsilon}_1=\varepsilon_2-\beta_1\varepsilon_1\\ \dot{\varepsilon}_2=\varepsilon_3-\beta_2 g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_1,\delta_1)\\ \dot{\varepsilon}_3=-\beta_3 g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_2,\delta_2)-\dot{d}\end{cases} \tag{26}$$

证明ESO的误差系统式(26)在平衡点处渐进稳定。

重写误差动态方程式(26)为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}=-\boldsymbol{A}(\varepsilon_1)\varepsilon_1 \tag{27}$$

式中：

$$\boldsymbol{A}(\varepsilon_1)=\begin{bmatrix}\beta_1 & -1 & 0\\ \beta_2F_1 & 0 & -1\\ \beta_3F_2 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

其中，$F_1=\dfrac{g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_1,\delta_1)}{\varepsilon_1}$，$F_2=\dfrac{g_{\mathrm{fsig}}(\varepsilon_1,\sigma_2,\delta_2)}{\varepsilon_1}$。

**引理** 若存在矩阵：

$$\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}d_{11} & d_{12} & d_{13}\\ -d_{12} & d_{22} & d_{23}\\ -d_{13} & -d_{23} & d_{33}\end{bmatrix} \tag{28}$$

且矩阵$\boldsymbol{D}$的主对角线上的数值均为正，使得矩阵$\boldsymbol{DA}(\varepsilon_1)$正定对称，则系统式(27)的零解是Lyapunov渐进稳定的。

由引理可知，存在满足条件的矩阵$\boldsymbol{D}$，使得矩阵$\boldsymbol{DA}(\varepsilon_1)$对称正定，则系统误差式(27)是渐近稳定的。

计算矩阵$\boldsymbol{DA}(\varepsilon_1)$可得：

$$\boldsymbol{DA}(\varepsilon_1)=\begin{bmatrix}D_{11} & -d_{11} & -d_{12}\\ D_{21} & d_{12} & -d_{22}\\ D_{31} & d_{13} & d_{23}\end{bmatrix} \tag{29}$$

式中：

$$D_{11}=d_{11}\beta_1+d_{12}\beta_2F_1+d_{13}\beta_3F_2$$

$$D_{21}=-d_{12}\beta_1+d_{22}\beta_2F_1+d_{23}\beta_3F_2$$

$$D_{31}=-d_{13}\beta_1-d_{23}\beta_2F_1+d_{33}\beta_3F_2$$

考虑$F_i$为原点到非线性函数$g_{\mathrm{fsig}}(x,a,k)$上任意点之间连线的斜率，且有界。参考文献[22]，当满足条件$\beta_1\beta_2-\beta_3>0$时，可构造矩阵$\boldsymbol{D}$，使得矩阵$\boldsymbol{DA}(\varepsilon_1)$正定对称，则系统误差方程的零解是Lyapunov渐进稳定的。因此，只要选择合适的参数，基于Sigmoid函数的扩张状态观测器就是收敛的。

### 2.3.2 积分反步控制器设计

**步骤1** 定义系统机械角度跟踪误差为$e_1=x_1-\theta_{\mathrm{ref}}$，其中，$\theta_{\mathrm{ref}}$为期望机械角度信号，则

$$\dot{e}_1=x_2-\dot{\theta}_{\mathrm{ref}} \tag{30}$$

定义跟踪误差$e_1$的积分项$\xi_1$为

$$\xi_1=\int_0^t e_1(t)\mathrm{d}t \tag{31}$$

选取Lyapunov函数：

$$V_1=\frac{1}{2}e_1^2+\frac{1}{2}\varepsilon_1\xi_1^2 \tag{32}$$

式中：$\varepsilon_1>0$。

对式(32)求导可得：

$$\dot{V}_1=e_1\dot{e}_1+\varepsilon_1\xi_1\dot{\xi}_1=e_1(\dot{e}_1+\varepsilon_1\xi_1) \tag{33}$$

定义机械角速度跟踪误差$e_2=x_2-z_1$，其中$z_1$为虚拟控制信号，则

$$\dot{V}_1=e_1\left(e_2+z_1-\dot{\theta}_{\mathrm{ref}}+\varepsilon_1\xi_1\right) \tag{34}$$

设计虚拟控制信号$z_1$为

$$z_1=-\alpha_1e_1+\dot{\theta}_{\mathrm{ref}}-\varepsilon_1\xi_1 \tag{35}$$

式中：$\alpha_1$为控制器参数，且满足$\alpha_1>0$。

将式(35)代入式(34)，可得：

$$\dot{V}_1=-\alpha_1e_1^2+e_1e_2 \tag{36}$$

为确保$\dot{V}_1\leqslant 0$，需设计合适的控制器使得$e_2=0$。

**步骤2** 选取Lyapunov函数：

$$V_2=V_1+\frac{1}{2}e_2^2 \tag{37}$$

对误差$e_2=x_2-z_1$两边求导，则

$$\dot{e}_2=\dot{x}_2-\dot{z}_1=bi_q^*-g+d-\dot{z}_1 \tag{38}$$

对式(37)两边求导，并结合式(36)和式(38)，可得：

$$\dot{V}_2=\dot{V}_1+e_2\dot{e}_2=-\alpha_1e_1^2+e_1e_2+e_2\left(bi_q^*-g+d-\dot{z}_1\right) \tag{39}$$

为使$\dot{V}_2\leqslant 0$，设计控制律为

$$i_q^*=\frac{1}{b}\left(-e_1-\alpha_2e_2+g-\hat{d}+\dot{z}_1\right) \tag{40}$$

式中：$\hat{d}$为对系统中存在的未建模动态及参数摄动总扰动$d$的估计，反馈增益$\alpha_2>0$。将式(40)代入式(39)，可得：

$$\dot{V}_2=-\alpha_1e_1^2-\alpha_2e_2^2+e_2\tilde{d} \tag{41}$$

式中：$\tilde{d}=d-\hat{d}$为观测器对扰动$d$的估计误差。

利用本文设计的观测器能够准确地估计出系统总扰动$d$，故$\tilde{d}=0$。在工程应用中角速度误差$e_2$有界的，选取合适的参数$\alpha_1$与$\alpha_2$，使得$\dot{V}_2<0$，保证控制器是渐进稳定的。

基于自抗扰思想的积分反步制动力伺服控制框图如图6所示，其中，PI为比例积分控制器，SVPWM为空间矢量脉宽调制，$u_\alpha^*$和$u_\beta^*$分别为静止坐标$\alpha$-$\beta$下的定子电压。

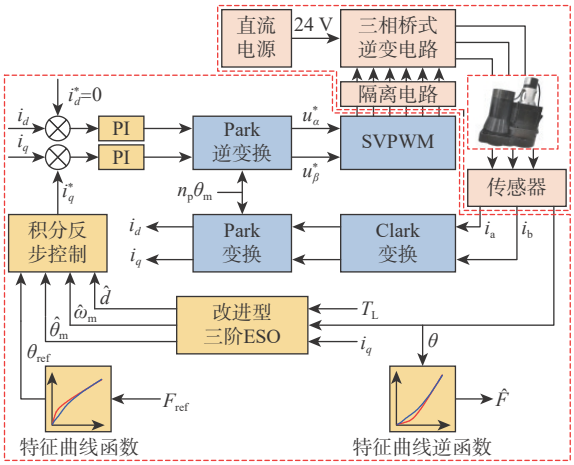


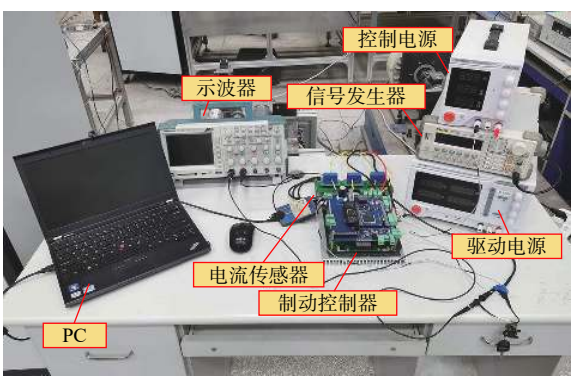

图 6　无压力传感器控制策略框图

Fig. 6　Block diagram of pressure sensorless control strategy

## 3　实验研究

### 3.1　实验平台及参数设置

为验证本文控制策略在工程应用中的可行性，搭建了如图 7 所示的实验平台并进行相关的验证实验。选用德州仪器公司的 TMS320F28335 型数字信号处理器以实现本文控制策略。采用绝对式编码器 ST-5 208-13-SS-5V 测量电机转子位置并计算电机转速。电流传感器选用莱姆公司的 LA100-P。选用 N 沟道场效应管 CSD19506KCS 搭建三相桥式逆变电路，直流母线电压为低地板有轨电车车载电源额电压 24 V，开关频率设定为 20 Hz，驱动芯片选用半桥栅极驱动芯片 UCC27211。电流环采用 PI 控制，控制周期为 100 μs，积分反步控制周期为 1 ms，制动力参考值更新周期为 10 ms。




(a) EMB控制平台

(b) EMB静态试验台

(c) EMB执行器样机

图 7　电子机械制动系统实验平台

Fig. 7　Experimental platform of EMB system

EMB 系统技术指标如下：

1）具备制动间隙条件下，施加 28 kN 目标制动力。从接收到指令开始计时，要求制动力施加至目标制动力 90% 时，时间小于 300 ms。

2）制动力控制稳态误差小于 2%。

EMB 系统主要参数如下：

1）电机参数：极对数$n_p = 4$，额定电压$V_{DC} = 24$ V，额定电流$I = 45$ A，电机额定转矩$T_n = 2.96$ N·m，额定转速$n_N = 3\,028$ r/min，定子电阻$R_s = 0.01\ \Omega$，交直轴电感$L_d = L_q = 0.336$ μH。

2）从动机构参数：丝杠导程：$L_0 = 10$ mm，减速比$G_R = 40$。

EMB 控制器主要参数如下：

1）积分反步控制器参数：$\alpha_1 = 10$，$\xi_1 = 2$，$\alpha_2 = 16$。

2）观测器参数：$a = 1$，$b = 5$，$\beta_1 = 10$，$\beta_2 = 6$，$\beta_3 = 30$。

### 3.2　实验结果与分析

#### 3.2.1　无压力传感器间隙调整实验

为了验证本文方法的有效性，以图 7所示实验平台为基础进行实验验证。设定初始制动间隙为 1.1 mm，目标制动间隙为 1.7 mm，实验结果如图 8 所示，控制状态为 0 表示恒转矩运行，控制状态为 1 表示间隙缓解运行，控制状态为 2 表示制动力跟踪。

由图 8 可知，在恒转矩运行阶段，设定目标转矩$T_{ref}$为0.45 N·m。由实验结果可知调整后的制动间隙为 1.681 mm，误差为 1.12%。因此，本文方法具备准确的制动间隙调整能力，能够保证系统初始

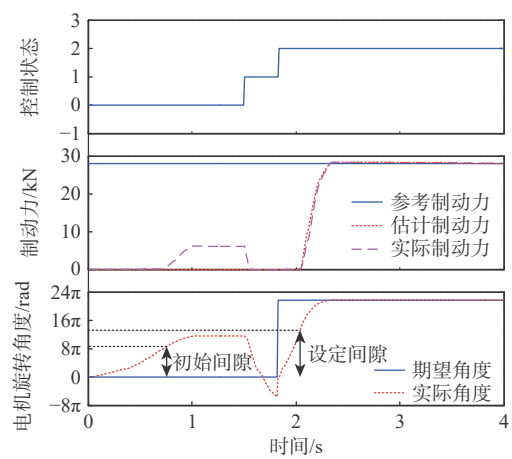



图 8　无压力传感器制动间隙调整实验曲线

Fig. 8　Experimental curves of gap distance adjustment without pressure sensor

间隙满足无压力传感器控制策略要求，确保本文控制策略的控制精度。

### 3.2.2 观测器性能实验

对本文提出的基于Sigmoid函数的改进型扩张状态观测器进行实验验证。给定正弦位置指令 $\theta_{\mathrm{ref}}=4\pi+2\pi\sin(2\pi t)$ rad的对比实验结果如图 9 所示。

将电机旋转角度观测结果与测量结果进行对比，可以看出本文的改进型 ESO 可以能够准确的观测出电机旋转角度，即具备良好的负载扰动观测能力。

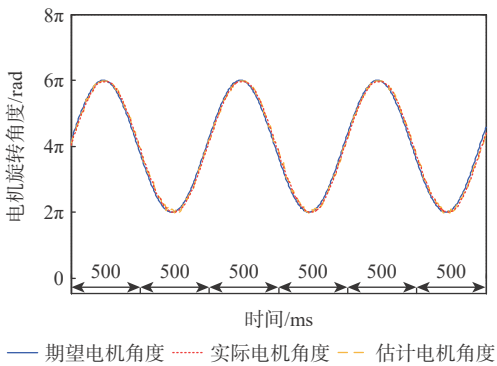



图 9 观测器性能测试实验曲线

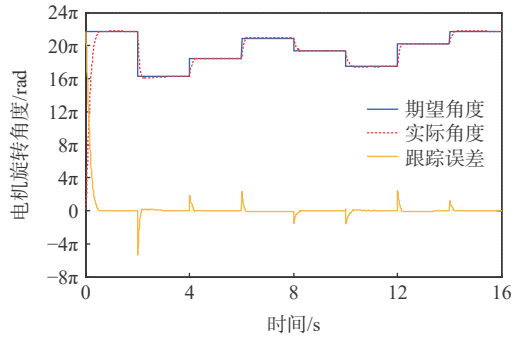
Fig. 9 Experimental curves of observer performance test

### 3.2.3 无压力传感器制动力跟踪实验

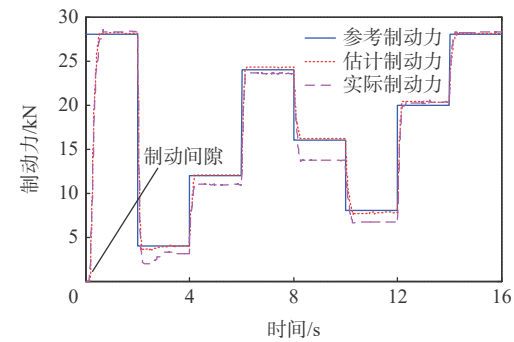
依据城市轨道交通车辆制动盘技术规范，低地板有轨电车常用制动指令为以 4 kN 为间隔值的 7 段式制动指令，并与文献 [15] 提出的常规方法进行对比。设定随机制动挡位切换实验如下：

**实验工况** 制动挡位依次为 28 kN→4 kN→12 kN→24 kN→16 kN→8 kN→20 kN→28 kN，每个档位保持时间为 2 s。

图 10 为常规方法的实验曲线，图 11 为本文控制策略的实验曲线。对比图 10(a) 和图 11(a) 所示实验结果，在积分反步自抗扰控制策略下，EMB 系统具备良好的位置伺服控制性能，能够准确的跟踪目标位置指令。当目标制动力大于设定阈值时，系统刚度曲线为线性曲线。由图 10(b) 和图 11(b) 实验结果可知，常规方法与本文控制策略皆有较好的制动力估计精度。然而，常规方法忽略了系统存在的“迟滞”特性，在目标指令小于设定阈值时，对于制动力的估计存在较大的误差。与之相反，本文控制策略考虑系统自身的“迟滞”特性，在目标指令小于设定阈值时依然具备良好的制动力跟踪效果，其中响应时间为 285 ms。目标制动力为 20 kN 处误差较为明显，其中系统实际制动力最大误差 165 N，估计制动力误差为 345 N，满足设计要求。因此，本文控制策略可作为备份制动方案，以提高系统的可靠性。



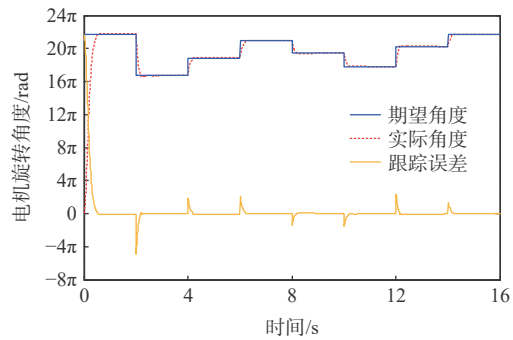

(a) 电机旋转角度跟踪实验曲线



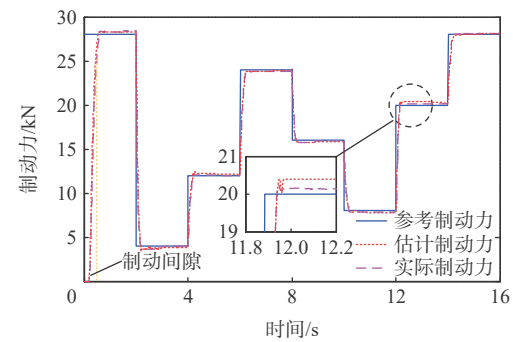

(b) 制动力估计实验曲线

图 10 常规方法的实验曲线

Fig. 10 Experimental curves of conventional strategy




(a) 电机旋转角度跟踪实验曲线




(b) 制动力估计实验曲线

图 11 本文控制策略的实验曲线

Fig. 11 Experimental curves of proposed control strategy

## 4 结 论

1）本文方法不依赖于附加机械调节机构及压力检测装置，具备准确的制动间隙调整能力。

2）在强耦合条件下提出的无压力传感器控制策略，考虑了系统制动和缓解过程中存在的“迟滞”特性，与传统控制相比，有效地改善了制动力的估计精度，可作为备用控制回路，为 EMB 系统在轨道交通领域的可靠性研究提供一种方案，具有创新性。

3）基于Sigmoid函数的改进型扩张状态观测器能够观测出系统存在的外部扰动，为积分反步控制器提供前馈补偿，提高系统的鲁棒性与控制精度。

## 参考文献（References）


[1] 李繁飙, 黄培铭, 阳春华, 等. 基于非线性干扰观测器的飞机全电刹车系统滑模控制设计[J]. 自动化学报, 2021, 47(11): 2557-2569.
LI F B, HUANG P M, YANG C H, et al. Sliding mode control design of aircraft electric brake system based on nonlinear disturbance observer[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(11): 2557-2569(in Chinese).

[2] WENG J J, TIAN C, WU M L, et al. Coupled rigid-flexible modelling and dynamic characteristic analysis of electromechanical brake (EMB) units on trains[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F:Journal of Rail and Rapid Transit, 2021, 235(6): 700-712.

[3] 吴萌岭, 雷驰, 陈茂林. 基于列车电机械制动系统夹紧力的控制算法优化[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2020, 48(6): 898-903.
WU M L, LEI C, CHEN M L. Control algorithm optimization of clamping force based on train electro-mechanical braking system[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2020, 48(6): 898-903(in Chinese).

[4] 吴萌岭, 马天和, 田春, 等. 列车制动技术发展趋势探讨[J]. 中国铁道科学, 2019, 40(1): 134-144.
WU M L, MA T H, TIAN C, et al. Discussion on development trend of train braking technology[J]. China Railway Science, 2019, 40(1): 134-144(in Chinese).

[5] 夏利红, 邓兆祥. 电子机械制动执行器的摩擦力矩和能耗分析[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2018, 45(4): 48-56.
XIA L H, DENG Z X. Calculation and analysis of friction torque and energy dissipation of electromechanical brake actuator[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2018, 45(4): 48-56(in Chinese).

[6] BAEK S K, OH H K, KIM S W, et al. A clamping force performance evaluation of the electro mechanical brake using PMSM[J]. Energies, 2018, 11(11): 2876.

[7] MA R, ZHANG H Y, YUAN M H, et al. Chattering suppression fast terminal sliding mode control for aircraft EMA braking system[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(3): 1901-1914.

[8] 彭晓燕, 何磊, 吕以滨. 基于滑移率的电子机械制动模糊滑模控制[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2018, 49(2): 360-370.
PENG X Y, HE L, LYU Y B. Fuzzy sliding mode control based on vehicle slip ratio for electro-mechanical braking systems[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2018, 49(2): 360-370(in Chinese).

[9] LI Y J, SHIM T, SHIN D H, et al. Control system design for electromechanical brake system using novel clamping force model and estimator[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(9): 8653-8668.

[10] EUM S, CHOI J, PARK S S, et al. Robust clamping force control of an electro-mechanical brake system for application to commercial city buses[J]. Energies, 2017, 10(2): 220.

[11] KWON S, LEE S, LEE J, et al. Accurate state estimation for electro-mechanical brake systems[J]. Journal of Electrical Engineering & Technology, 2019, 14(2): 889-896.

[12] XU Z, GERADA C. Enhanced force estimation for electromechanical brake actuators in transportation vehicles[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(12): 14329-14339.

[13] FU Y F, HU X H, WANG W R, et al. Simulation and experimental study of a new electromechanical brake with automatic wear adjustment function[J]. International Journal of Automotive Technology, 2020, 21(1): 227-238.

[14] JO C, HWANG S, KIM H. Clamping-force control for electromechanical brake[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(7): 3205-3212.

[15] SARIC S, BAB-HADIASHAR A, VAN DER WALT J. Estimating clamp force for brake-by-wire systems: Thermal considerations [J]. Mechatronics, 2009, 19(6): 886-895.

[16] 朱进权, 葛琼璇, 孙鹏琨, 等. 基于自抗扰的高速磁浮列车牵引控制策略[J]. 电工技术学报, 2020, 35(5): 1065-1074.
ZHU J Q, GE Q X, SUN P K, et al. Traction-system research of high-speed maglev based on active disturbance rejection control[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2020, 35(5): 1065-1074(in Chinese).

[17] 刘华, 汪成文, 郭新平, 等. 电液负载敏感位置伺服系统自抗扰控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2131-2139.
LIU H, WANG C W, GUO X P, et al. Active disturbance rejection control method for position servo system based on electro-hydraulic load sensing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2131-2139(in Chinese).

[18] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1823-1831.
SHI J, PEI Z C, TANG Z Y, et al. Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1823-1831(in Chinese).

[19] 王伟然, 吴嘉欣, 张懿, 等. 永磁同步电机模糊自整定自适应积分反步控制[J]. 电工技术学报, 2020, 35(4): 724-733.
WANG W R, WU J X, ZHANG Y, et al. Fuzzy self-tuning adaptive integral backstepping control for permanent magnet synchronous motor[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2020, 35(4): 724-733(in Chinese).

[20] 赵亚辉, 冯明, 李卫文. 基于SMO的改进型转子位置检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2329-2338.
ZHAO Y H, FENG M, LI W W. Improved rotor position detection method based on SMO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2329-2338(in Chinese).

[21] ZHAO Y Y, LIN H, LI B Q. Sliding-mode clamping force control of electromechanical brake system based on enhanced reaching

law[J]. IEEE Access, 2021, 9: 19506-19515.

[22] 陈志旺, 张子振, 曹玉洁. 自抗扰fal函数改进及在四旋翼姿态控制中的应用[J]. 控制与决策, 2018, 33(10): 1901-1907. CHEN Z W, ZHANG Z Z, CAO Y J. Fal function improvement of ADRC and its application in quadrotor aircraft attitude control[J]. Control and Decision, 2018, 33(10): 1901-1907(in Chinese).

# Clamping force sensorless control strategies for electromechanical brake systems

ZHAO Yiyun, LIN Hui*, LI Bingqiang

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract**: A clamping force sensorless servo control strategy under strong coupling conditions is proposed for low-floor trams with an electromechanical brake (EMB) system. Firstly, based on the torque characteristic curve of the system, an EMB clearance adjustment strategy is proposed, which does not depend on an additional mechanical adjustment mechanism and clamping force detection device. Considering the inherent hysteresis characteristics during braking and mitigation of the system, a braking force estimation method is also proposed under strong coupling conditions based on the stiffness characteristic curve of the EMB system. Compared with traditional control method, the proposed method can effectively improve the estimation accuracy of braking force and be used as a backup braking scheme to enhance the reliability of the system. In addition, an enhanced extended state observer (ESO) based on Sigmoid functions is designed to estimate and compensate the unmodeled parts and external disturbances in the system. The observed values are feedforward compensated to the integral backstepping controller to eliminate the observation errors of the system and improve the robustness of the system. Finally, the effectiveness of the proposed control strategy is verified through a static experimental platform.

**Keywords**: low-floor trams; electromechanical brake; clamping force estimation; gap distance adjustment; active disturbance rejection control

**Received**: 2021-12-12; **Accepted**: 2022-02-25; **Published Online**: 2022-03-11 10:13

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220310.1404.001.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (51777170); Universities Joint Key Projects of Key Research and Development Plan of Shaanxi Province (2021GXLH-01-14); Civil Aircraft Scientific Research Project (2018KF090226)

* **Corresponding author**. E-mail: linhui@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0758

# 可预知性特殊事件下的短时交通状态预测

冯小原[1]，陈咨霖[1, 2, 3]，季楠[4]，任毅龙[1, 2, 3, *]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 杭州创新研究院（余杭），杭州 310023；
3. 北京航空航天大学 综合交通大数据应用技术国家工程实验室，北京 100191；4. 上海市城市建设设计研究总院（集团）有限公司智慧城市设计研究院，上海 200125)

**摘 要**：精准的短时交通状态预测是实施有效的交通管理与控制的重要依据。而可预知性特殊事件（PSEs）短时间内在其举办地点周边产生异常的交通出行需求，又因为事件发生数量少、数据样本收集困难等不利因素，往往造成预测精度难以保证。为此，通过实测数据分析了PSEs下短时交通演化特性，在此基础上，采用改进的K近邻（KNN）算法框架，提出一种短时交通状态的KNN（PSE-KNN）预测模型，并通过基于深度强化学习的实时超参数优化方法将其构建成自适应PSE-KNN（APSE-KNN）模型，最后以北京市演唱会场景为例对所提模型的效果进行了验证。结果表明：所提模型在多步预测实验中，相对于其他7种对比预测模型，平均减少残差值12.43%、降低绝对值百分比误差29.90%。证明所提模型有优异的快速调整能力，其更适应于PSEs场景下短时交通状态预测任务。

**关 键 词**：短时交通状态预测；可预知性特殊事件；K近邻；深度确定性策略梯度；强化学习
**中图分类号**：U491.14
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2721-10

随着经济的迅速发展，城市举办的可预知性特殊事件(planned special events, PSEs)越来越多，例如体育赛事、节日集会等[1]。但PSEs下的交通出行具有时间集中，峰值流量巨大、时空波动剧烈等特征，并且可能会提升周边路网压力、对周边路网交通系统运行造成严重的冲击[2]，这使得此类事件成为交通管控的重点和难点。随着交通信息采集体系的完善和人工智能算法的进步，短时交通状态预测精度不断提高[3-11]。但在特殊事件场景下，由于路网交通演化的复杂性、数据质量及其可用性、不同事件的差异性等因素的影响，交通状态短时预测的精度仍难以保证。而精准的短时预测模型可以准确地预测特殊事件下的路网交通状态，包括交通状态突变时间和程度、拥堵持续时间等信息，不仅便于交通管理部门提前实施交通管控措施，还为交通管理部门制定交通诱导策略、发布交通诱导信息等提供决策依据。因此，准确地在此类型场景下预测路网交通状态的演化情况，对于及时采取必要的管控措施、防止拥堵蔓延、疏散区域道路网络具有重要的现实意义。

特殊事件下的短时交通状态预测不同于常规情景，需要预测模型具备更强大的能力来学习、掌握交通流短时间内的演化规律。虽然短时交通状态预测长期以来作为一个热门的研究课题，已经取得了丰硕的研究成果，但是特殊事件下短时交通预测方法研究相对比较少。国内外学者对在特殊场景下的短时交通预测进行的探索主要可以分为2类。一类通过使用更强大的预测模型来提升PSEs

**收稿日期**：2021-12-14；**录用日期**：2022-03-25；**网络出版时间**：2022-04-11 08:31
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1324.002.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (U1964206)
* **通信作者**. E-mail：yilongren@buaa.edu.cn

*引用格式：冯小原，陈咨霖，季楠，等. 可预知性特殊事件下的短时交通状态预测 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2721-2730.*
*FENG X Y，CHEN Z L，JI N，et al. Short-term traffic state prediction under planned special events [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2721-2730 （in Chinese）.*

下的预测精度。王兴川等[12]构建了基于改进的求和自回归移动平均(autoregressive integrated moving average, ARIMA)的预测模型对大型活动期间城市交通客流进行预测。郑云霄[13]构建了梯度提升回归树(gradient boosted regression tree , GBRT)和随机森林(random forests, RF)相结合的RF-GBRT组合预测模型用于预测大型活动的城市轨道交通客流。Rahman和Hasan[14]则利用长短时记忆(long short term mmemory, LSTM)网络对飓风疏散场景下州际高速公路上4个路段的交通速度进行预测。另一类则利用多样的数据源和更多的有效信息来提高PSEs下的预测表现。Ni等[15]从社交媒体数据中提取有效的信息,以实现事件前的较高精度交通状态预测。Kwoczek等[16]收集了7个月的浮动车数据,观测到了4种PSEs共计29次,并对不同类型事件造成的延误进行统计计算,用于叠加在常规的K近邻(K-nearest neighbors, KNN)模型预测过程中。Polson和Sokolov[17]则用多达180天的数据构建深度学习模型来对高速公路交通流在体育赛事影响下的状态进行预测。

综上所述,现有关于特殊场景下的短时交通状态预测的研究主要从提高数据的数量与质量和使用更强大的预测模型这2个角度展开。从数据的角度来说,通过提高数据数量与质量来提升预测精度的策略方法局限性明显,由于PSEs发生数量有限,其数据收集成本高、耗时长,且可能受到数据采集客观条件的限制和影响,普适性不高。而从预测的角度来说,一般是使用更加强大的预测模型来捕捉数据中蕴含的少量有效信息,这一策略虽然可以摆脱对长期交通数据采集的过度依赖,但是对算法、模型提出了更高的要求,复杂模型也意味着过拟合风险的增加。尤其是现存方法大多强调预测模型自身的数据挖掘能力,但缺少考虑结合PSEs影响下短时交通状态演化特性。实际上,虽然现存模型相比于传统预测方法确实在PSEs场景的预测精度有提高,但严格地看实验验证的结果,在PSEs下交通状态突变时的预测值与真实值仍然有较大偏差,误差峰值的出现明显,且模型自我调整能力差,需要较长时间适应及恢复。

基于此,本文针对现有预测模型缺少考虑PSEs影响下交通演化特性及模型自我调整能力差等缺点,结合PSEs对其周边路网交通状态的影响特性,本文提出一种短时交通状态的KNN(PSE-KNN)预测模型,并通过基于深度强化学习的实时超参数优化方法将其构建成自适应PSE-KNN(APSE-KNN)模型。该模型可以准确地抓取PSEs下交通流短时突变的特性,并且具备高度的自适应能力,从而进一步提高了PSEs场景下的短时交通状态预测精度。

## 1 PSEs下交通状态演化特性分析

先前研究主要依据经验或PSEs属性来定性推断交通状态演化的特性,本文将根据实际收集的浮动车位置信息和速度数据来对PSEs下观测数据值的特性做具体说明。本节所用的案例如图1所示,是2015年7月25日北京市工人体育场举办演唱会当天,全天的场馆周边某路段平均车速变化情况,采样时间间隔为2 min。图1的实例可主要将PSEs下短时交通状态的演化特性归纳为以下2点:首先是交通状态的短时突变。从图1中可较为直观的看出,在演唱会发生前后的交通状态会出现剧烈变化,即短时间内平均车速会由畅行大幅降低至拥堵或从拥堵恢复至畅行,如图1中⑤⑦⑧⑨所示,其幅度远大于当日夜间②、早高峰③和平峰④。这一特性产生是由于短时间内交通需求急剧波动造成的,特性鲜明。其次是拥堵状态的持续。对于持续性的交通状态,PSEs影响下表现为拥堵(低速,约为5 km/h),而其他时段较为畅通,如图1中⑥与①的对比。仅通过拥堵的持续特性难以区别常发性拥堵和PSEs,因此,需要结合拥堵的短时突变特性进行分析。

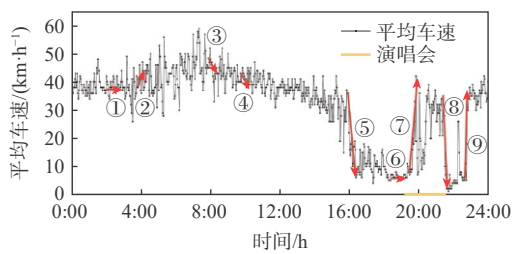



图1 PSEs下的交通状态演化特性分析实例

Fig. 1 Example of traffic state evolution characteristics analysis under PSEs

## 2 APSE-KNN短时交通状态预测

### 2.1 PSE-KNN短时交通状态预测模型

PSEs场景下的预测最依赖于原先PSEs场景下收集的数据,由于海量交通大数据价值密度高低并存,PSEs场景下收集的高质量数据往往是较为稀缺的,这使得可以从历史数据中直接将此部分高价值密度数据搜索出来的KNN算法框架更适合于PSEs场景下的预测任务。因此,本文提出一种考虑PSEs下交通状态演化特性的KNN短时交通状态(PSE-KNN)预测模型。

#### 2.1.1 基于状态单元的短时交通状态演化表征

以浮动车数据处理成的路段平均速度来表征

路网交通状态。对于时刻$t$, 可计算某一路段$l_n$车辆速度的平均值$v_{l_n}(t)$; 在由路段$l_1,l_2,\cdots,l_n$构成的路网相对应的平均速度值$\boldsymbol{V}_t=(v_{l_1}(t),v_{l_2}(t),\cdots,v_{l_n}(t))$, 称这一组平均速度值$\boldsymbol{V}_t$为时刻$t$该路网交通状态。

在此基础上, 结合 PSEs 下交通状态演化短时突变和低速持续的 2 个特性, 提出使用趋势向量和基准状态点共同来刻画这 2 个特性, 二者合并成为一个多元变量共同表征短时交通状态的演化, 称之为状态单元。

把短时交通状态演化也看作一个向量的话, 当给定短时交通状态演化窗口$\delta$时, 一旦确定了演化方向, 只需给定向量的起点或终点位置即可确定其大小, 因此, 选取与预测目标最接近的、最相关的状态点, 即演化终点处的交通状态点, 称之为基准状态点; 对于方向, 可以直接通过前后 2 个时间步交通状态的变化差值来表征, 称其为趋势向量$\boldsymbol{\tau}_t$, 具体如式(1)所示, 趋势向量是一个与路网中路段数同维的高维向量, 这里只取其表达的方向。那么, 趋势向量实际上刻画的是在状态点所处的$n$维空间里, 交通状态从一个时刻$(t-\delta+1)$演化到另一个时刻$t$的趋势方向。

$$\boldsymbol{\tau}_t=\boldsymbol{V}_{t-\delta+1}-\boldsymbol{V}_t \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{V}_{t-\delta+1}$为$(t-\delta+1)$时刻的交通状态; $\boldsymbol{V}_t$为$t$时刻的交通状态。

则时刻$t$的状态单元$x_t$定义为

$$x_t=\{\boldsymbol{V}_t,\boldsymbol{\tau}_t\} \tag{2}$$

在此基础上, 对任意$x_t$, 记其未来在$(t+f)$时刻状态点为$\boldsymbol{y}_t$, $(x_t,\boldsymbol{y}_t)$视为一组样本对, $f$为预测窗口的时间步个数(称之为预测步)。历史数据集合记作$\mathcal{H}$, $t_i$为历史数据集中收集第$i$个样本所表示的时刻, 则具有$M$个历史样本的$\mathcal{H}$可表示为

$$\mathcal{H}=\left\{\left(x_{t_i},y_{t_i}\right)|i=1,2,\cdots,M\right\} \tag{3}$$

### 2.1.2　多相似性度量融合的状态距离

给定一个状态单元$x_t=\{\boldsymbol{V}_t,\boldsymbol{\tau}_t\}$, 其状态基准点和趋势向量分别具有各自的数学形式和物理含义。因此, 采取 2 种距离函数分别针对性地对这 2 部分进行相似性度量, 之后再进行融合。

对于状态基准点, 可以理解为是高维空间中的一个点, 故仍以常用的欧式距离作为相似性度量方式, 如下:

$$E=\|\boldsymbol{V}_t-\boldsymbol{V}_{t_i}\|_2 \tag{4}$$

式中: $E$为当前时刻$t$的状态单元与第$i$个历史状态单元样本之间的状态点的欧式距离; $\|\cdot\|_2$为向量的 L2 范数。

对于趋势向量, 可以理解为是高维空间中的 1 个方向向量, 一般可以通过计算 2 个向量的夹角或夹角值的函数来体现其方向上的差异性, 例如计算 2 个向量夹角的余弦值。因此, 用余弦距离对趋势向量的相似性进行度量, 如下:

$$C=1-\frac{\boldsymbol{\tau}_t\cdot\boldsymbol{\tau}_{t_i}}{\|\boldsymbol{\tau}_t\|\|\boldsymbol{\tau}_{t_i}\|} \tag{5}$$

式中: $C$为当前时刻$t$的状态单元与第$i$个历史状态单元样本之间状态点趋势向量的余弦距离; $\|\cdot\|$为向量的 L1 范数。

由于定义在一个时刻的状态基准点和趋势向量共同表征了形成该时刻交通状态的短时演化过程, 提出将欧式距离和余弦距离相融合并定义为状态距离来解决这一问题。状态距离通过引入平衡因子$\alpha$作为参数, 对 2 种相似性度量结果进行加权相加, 如式(6)所示, 考虑到余弦距离值介于 [0,2] 之间, 因此, 特将欧式距离通过线性函数归一化(Min-Max Scaling)的方式缩放至同一区间内。

$$S_i=\alpha\frac{2(E-\min\{E_u\})}{\max\{E_u\}-\min\{E_u\}}+(1-\alpha)C_i \tag{6}$$

式中: $S_i$为当前时刻$t$的状态单元与第$i$个历史状态单元样本之间的状态距离; $u$为序号, $u=1,2,\cdots,M$; $\alpha$为平衡欧式距离和余弦距离的因子, 取值在 [0,2], 可经过大量数值实验标定获得。

### 2.1.3　高斯加权的增量预测形式

记$x_1,x_2,\cdots,x_K$为$K$个最近邻交通状态, 对应地有标签值$\boldsymbol{y}_1,\boldsymbol{y}_2,\cdots,\boldsymbol{y}_K$。若根据状态距离度量方式对近邻进行搜索, 则提出的预测形式包括如下内容。

首先, 定义增量为近邻的$\boldsymbol{y}_j$与$\boldsymbol{V}_j$间的差值, 即在预测窗口内交通状态的变化量, 则对于第$j$个近邻的增量如式(7)所示。预测增量能够使得所获得的结果建立在基准状态点上, 减少不同近邻由于随机性带来的差异对预测的干扰。

$$\Delta\boldsymbol{y}_j=\boldsymbol{y}_j-\boldsymbol{V}_j \tag{7}$$

式中: $\Delta\boldsymbol{y}_j$为第$j$个近邻的预测增量。

其次, 再通过高斯加权法对近邻的权重进行分配, 并计算预测值如下:

$$\hat{\boldsymbol{y}}=\boldsymbol{V}_t+\sum_{j=1}^{K}\frac{w_j}{\sum_{i=1}^{K}w_i}\Delta\boldsymbol{y}_j \tag{8}$$

式中: $w_j$为第$j$个近邻的权重, 可以根据高斯函数按式(9)确定。

$$w_j=\mathrm{e}^{-2S_j^2} \tag{9}$$

具体地有, $S_j\in[0,2]$, 则权重值$w_j$在 (0,1] 内呈现平滑的单调递减。故相似性相对越高的近邻, 其权

重越大。通过合理设置近邻权重，能够有效地松弛$K$对模型的约束，缓解其对预测效果的影响，有利于应对历史数据库中PSEs场景下数据与常规数据不均衡的情况。经过实验验证可知，不使用高斯加权法时，KNN模型中的参数$K$，即最近邻个数，一般只会有1个最优取值，过大或过小时都会造成预测效果变差；而使用高斯加权法的KNN模型，预测效果随着$K$的增大而逐渐变好且趋于缓和。

## 2.2 基于DDPG算法的PSE-KNN预测模型实时动态优化

在PSE-KNN预测模型的基础上，提出一种将强化学习理论及算法应用于短时交通状态预测模型实时动态优化的方法，并将其构建成APSE-KNN模型。强化学习可以使智能体(Agent)在与环境之间不断地感知、决策、反馈奖励的过程中改善自身做出的决策和采取的动作，以形成能够适应环境的最优策略为最终目的。引入强化学习方法的目的是使得预测模型具备实时的动态性，从而能够更好的适应PSEs场景下交通状态短时突变的特殊情况，进一步提高预测精度。考虑到交通状态的高维连续性，以及使得PSE-KNN实时动态变化的参数也具备连续性，选取确定性策略梯度(deep deterministic policy gradient, DDPG)算法作为实现本文优化目的的算法工具。

### 2.2.1 DDPG算法和强化学习要素定义

DDPG算法使用了Actor-Critic框架，由Actor和Critic这2个部分组成，Actor负责与环境交互、学习策略、决策出动作，Critic负责对动作进行评价、改进策略，如图2所示。具体地Actor和Critic的功能均由深度神经网络实现。

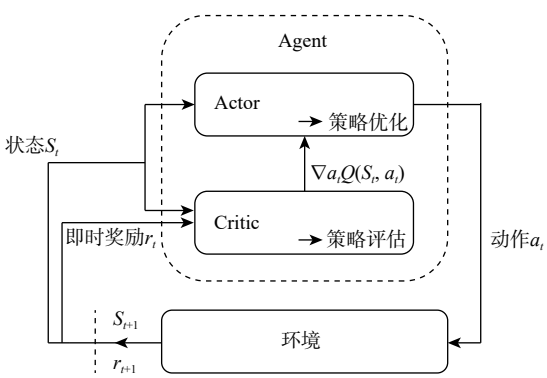



图2 Actor-Critic框架示意图

Fig. 2 Actor-Critic framework schematic

状态-动作值函数在强化学习中用以评价策略的优劣，状态-动作值函数$Q^{\pi}(S_t, a_t)$是指Agent在状态$S_t$下，采取动作$a_t$，依然遵循策略$\pi$时能够得到的累计奖励值的期望，一般称为$Q$值。在Actor-Critic框架中，实现Actor功能的网络输出动作值，实现Critic功能的网络用于对$Q$值函数进行逼近，记网络参数分别为$\theta^{\mu}$和$\theta^{Q}$。

对短时交通状态预测问题的强化学习要素做出如下定义：

状态$S_t$包括观测到的外界路网交通状态$X_t$和预测模型自身状态，即

$$S_t = \{X_t, z_t\} \tag{10}$$

式中：$X_t$为在$t$时刻观测到的状态序列；$z_t$为$t$时刻预测模型已知最近一次预测的残差。

动作$a$指决策中选取的PSE-KNN模型参数$\alpha$值。此处与PSE-KNN模型参数粗标定时不同，$\alpha$应取[0,1]内的连续值，不作离散化处理。

即时奖励$r_t$借助粗标定的PSE-KNN预测模型作为比较对象，定义在执行动作$a_t$后的平均指标提升率作为奖励函数。为了加速算法收敛，选择适度地对Agent予以容忍度，即当采取动作$a_t$取得的指标有大于粗标定模型取得的指标的情况，但又不超过其数值的1%时，称之为不完全有效。据此，定义奖励函数为

$$r_t = \begin{cases} \dfrac{1}{2}\left( \dfrac{e_{\mathrm{MAE}} - e_{\mathrm{MAE}'}}{e_{\mathrm{MAE}}} + \dfrac{e_{\mathrm{MAPE}} - e_{\mathrm{MAPE}'}}{e_{\mathrm{MAPE}}} \right) \times 100\% & a_t\text{有效或无效} \\ 0 & a_t\text{不完全有效} \end{cases} \tag{11}$$

式中：$e_{\mathrm{MAE}}$和$e_{\mathrm{MAE}'}$为对状态单元$x_t$进行预测时静态粗标定模型和选择动作$a_t$模型取得的平均绝对值误差；$e_{\mathrm{MAPE}}$和$e_{\mathrm{MAPE}'}$为对状态单元$x_t$进行预测时静态粗标定模型和选择动作$a_t$模型取得的平均绝对值百分比误差。

### 2.2.2 DDPG算法实时动态优化流程与训练

DDPG算法的训练流程如本节所示。其中需要具体定义回合概念和初始化方式，才能使训练流程顺利开始。每一回合开始时，PSE-KNN模型在验证数据上随机选取时间点开始向后滚动预测，每次预测时使用DDPG算法中Actor网络输出的动作值作为PSE-KNN模型的动态参数，可设连续预测次数为100次，则每100次预测即为一回合。每回合结束时对该回合的单步平均奖励和Critic网络损失值进行记录，作为评估该回合的指标，以便监控训练过程。根据经验，训练持续大约需要在3 000回合以上。

在训练过程中可以通过对回合累计奖励值和Critic估值网络回合平均损失函数值监测训练进程。在训练初期出现了回合累计奖励为负的情况，随着训练进行出现了良好的正向提升趋势，并约1 400回合后不再出现负的累计奖励，最终约3 000回合

后趋势稳定在 100% 以上。而在 DDPG 算法训练中, 随着回合数增长, Critic 估值网络回合平均损失函数值在振荡中逐渐下降, 最终降至 0.4 以下。

**DDPG 算法训练流程:**

初始化 Actor-Critic 中估值网络参数$\theta^{\mu}$和$\theta^{Q}$;

将估值网络参数复制给目标网络: $\theta^{Q} \to \theta^{Q'}$和$\theta^{\mu} \to \theta^{\mu'}$;

初始化记忆池;

for 每个回合:

初始化奥恩斯坦-乌伦贝克(Ornstein-Uhlenbeck, OU)随机过程;

for $t = 1, T$:

Agent 观测环境状态$S_t$;

Actor 按照行为策略$\pi$输出动作$a_t = \mu(S_t|\theta^{\mu}) + \zeta_t$;

Agent 执行动作$a_t$, 得到即时奖励$r_t$, 观测新环境状态$S_{t+1}$, 并将$(S_t, a_t, r_t, S_{t+1})$存入记忆池;

if 记忆池中样本数>预设值:

从记忆池中随机采样$\mathcal{N}$个样本, 并对 Actor 和 Critic 估值网络进行训练;

定义 Critic 估值网络损失函数, 计算梯度:

$$\nabla_{\theta^{Q}} L = \frac{2}{\mathcal{N}} \sum_{p} \varepsilon_p \cdot \nabla_{\theta^{Q}} Q_{\theta^{Q}} \left(S_p, a_p\right)$$

式中: $\varepsilon_p$为第$p$个时序差分误差; $Q_{\theta^{Q}} \left(S_p, a_p\right)$为第$p$个网络目标值;

计算 Actor 估值网络的策略梯度:

$$\nabla_{\theta^{\mu}} J \approx \frac{1}{\mathcal{N}} \sum_{i} \nabla_{\theta^{\mu}} \mu_{\theta^{\mu}} (S_i) \cdot \nabla_{a_i} Q_{\theta^{Q}} (S_i, a_i)|_{a_i = \mu_{\theta}(S_i)}$$

沿梯度方向更新 Critic 估值网络参数$\theta^{Q} \leftarrow \theta^{Q} - \eta \nabla_{\theta^{Q}} L$, 以及 Actor 估值网络参数$\theta^{\mu} \leftarrow \theta^{\mu} - \eta \nabla_{\theta^{\mu}} J$;

软更新 Critic 和 Actor 目标网络的参数:

$$\theta^{Q'} \leftarrow \varphi \theta^{Q} + (1 - \varphi) \theta^{Q'}$$

$$\theta^{\mu'} \leftarrow \varphi \theta^{\mu} + (1 - \varphi) \theta^{\mu'}$$

结束这一时间步$t$

结束这一回合

回合数达到预设轮数, 结束训练。

## 3　实例分析

为了验证本文 2 个模型的有效性, 使用北京工人体育场举办 PSEs 时的周边路网的交通状态数据进行实例验证和分析。该数据是 2015 年 6 月 30 日到 7 月 31 日期间, 包含了浮动车收集的车辆速度数据及其时空信息, 数据上传时间间隔为 2 min。数据保留全天 24 h 的交通状态, 即每天可观测路网交通状态点近 720 个。研究所选定研究区域为可容纳 6 万人的体育场和容纳 1.5 万人的体育馆所在处的周边路网, 区域面积达 4.52 km$^2$, 总共包含了 257 条路段, 道路总长约 22.73 km。

综合考虑观测到的 PSEs 时间分布和模型对各数据集的需求, 将数据按照比例划分为训练集、验证集和测试集, 保证每个数据集中包含 2 起 PSEs。训练集用来对 KNN 模型进行近邻搜索和对其他预测模型进行训练, 总共包含 11 520 个数据样本; 验证集用来对预测模型的参数进行标定, 总共包含 5 760 个数据样本; 测试集用来评估和对比预测模型的表现, 总共包含 5 760 个数据样本。

### 3.1　数据处理

为了适应较高的数据质量控制要求, 对数据进行处理:

**步骤 1**　基于道路等级的速度归一化。城市道路网中, 道路情况复杂, 不同等级的道路交织, 而不同的道路等级又对车辆限速有不同的标准, 为了消解量纲对数据模型的影响, 对各个路段按照其道路等级下的限速值进行归一化, 如下:

$$v_l(t) = \min\left(\frac{v_l(t)}{v_l^{\max}}, 1\right) \tag{12}$$

式中: $v_l(t)$为时刻$t$路段$l$的平均速度值, $v_l^{\max}$为路段$l$的限速值, 对于超过限速值的平均速度取为 1。

**步骤 2**　基于局部加权回归(locally weighted regression, LOESS)法的滤波去噪。短时交通状态变化有一定的随机性, 为了突出其演化趋势和规律, 对数据进行滤波去噪是常用的处理手段[18-19]。LOESS 法不依赖于任何假设, 且对异常值具备良好的鲁棒性, 因此, 参照 Polson 和 Sokolov[17] 的处理流程使用了这种方法。

**步骤 3**　基于相关性的特征路段选择。由于交通流一般在上下游路存在强相似性, 这意味着完整路网交通状态的数据特征间存在广泛的相关性, 直接输入预测模型常常会导致数据维度冗余, Yang[20] 在相关研究中建议预测模型输入维度不应超过 100。因此, 使用皮尔逊相关(Pearson correlation)系数来刻画各个路段上交通状态变化的相关性, 并筛选出特征路段。若设路段$i$上交通状态变化序列为$\mathcal{L}_i$, 则路段$i$和路段$j$之间的皮尔逊相关系数$\rho_{ij}$为

$$\rho_{ij} = \frac{\mathrm{cov}(\mathcal{L}_i, \mathcal{L}_i)}{\sqrt{D(\mathcal{L}_i)}\sqrt{D(\mathcal{L}_i)}} \tag{13}$$

式中: $\mathrm{cov}(\bullet)$为协方差函数; $D(\bullet)$为标准差函数。

对相关性高(取$\rho_{ij} \geqslant 0.8$)的路段进行选择性保留, 提取出特征路段, 最终将输入维度降至 94。经此步骤处理即意味着, 预测模型将以代表性特征路段状态数据为输入, 但以全网状态预测数据为输出。

### 3.2　PSE-KNN 模型参数敏感性分析

PSE-KNN 模型中, 需要标定的参数包括: 刻画短时交通状态演化的窗口$\delta$, 最近邻个数$K$和状态

距离中引入的平衡因子$\alpha$。

在固定$K$和$\alpha$的情况下，对窗口$\delta$在 1～10 的范围内进行实验，结果显示，在$\delta=6$时，$e_{\mathrm{MAE}}$ 和 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 能够同时取到最小值，即达到最优的预测效果。因此，经过实验标定$\delta=6$。

然后对$K$和$\alpha$作为参数组合进行同时地数值实验并观测其预测效果，通过使用网格搜索法对参数进行标定，最终模型在多步预测任务中的参数标定结果汇总如表 1 所示，$f$为预测的步数。从标定结果可知，当预测步增加时，$K$和$\alpha$的最优取值均呈现出下降的趋势，因此，为了获得最优的预测效果，应当使得$\alpha$的取值逐渐减小。

**表 1　PSE-KNN 模型在多步预测任务中标定的最优参数**

**Table 1　Optimal parameters calibrated by PSE-KNN model in multi-step prediction task**

| $f$ | $K$ | $\alpha$ |
|---|---|---|
| 1 | 97 | 0.9 |
| 2 | 57 | 0.9 |
| 3 | 57 | 0.8 |
| 4 | 54 | 0.8 |
| 5 | 54 | 0.7 |

### 3.3　模型预测效果对比与分析

为了验证本文 2 个模型在 PSEs 场景下的预测效果，对 2015 年 7 月 25 日举办的演唱会期间（约 19:30～21:35），工人体育馆和体育场之间的工人体育场西路上某一路段（No.128894）的交通状态演化进行预测。

同时，选取了原 KNN（original KNN）、多因素组合预测（mmultiple factors combined prediction, MFCP）、支持向量机（support vactor regression, SVR）、RF、梯度提升决策树（gradient boosting decision tree, GBDT）这 5 种主流的机器学习模型，以及堆式自编码（sstacked aautoencoder, SAE）[21]和时空循环卷积网络（spatiotemporal recurrent convolutional network, SRCN）[22] 这 2 种先进的基于深度学习预测模型，共计 7 种模型作为对比模型。

首先使用残差值为衡量预测效果的指标做具体说明，结果如图 3 所示。本文 2 个模型在 5 个步长的预测任务下平均残差值相比于 7 种对比模型平均降低了 12.43%。图 3(a)～图 3(e) 分别为各预测模型对演唱会影响下对短时交通状态多步预测的残差值。总体来看，随着 $f$ 增加，各模型预测的残差值波动越大，侧面说明了越长的预测窗口意味着 PSEs 影响下由于随机干扰持续增加等原因，短时交通状态演化愈发复杂，预测的难度越来越大。黑色线和红色线分别为 APSE-KNN 和 PSE-KNN 模型，由图 3(a) 和图 3(b) 不难看出，虽然对比模型预测效果不稳定，但本文 2 个模型对于较短的预测窗口从残差值的角度来看，能够得到稳定、高精度的预测

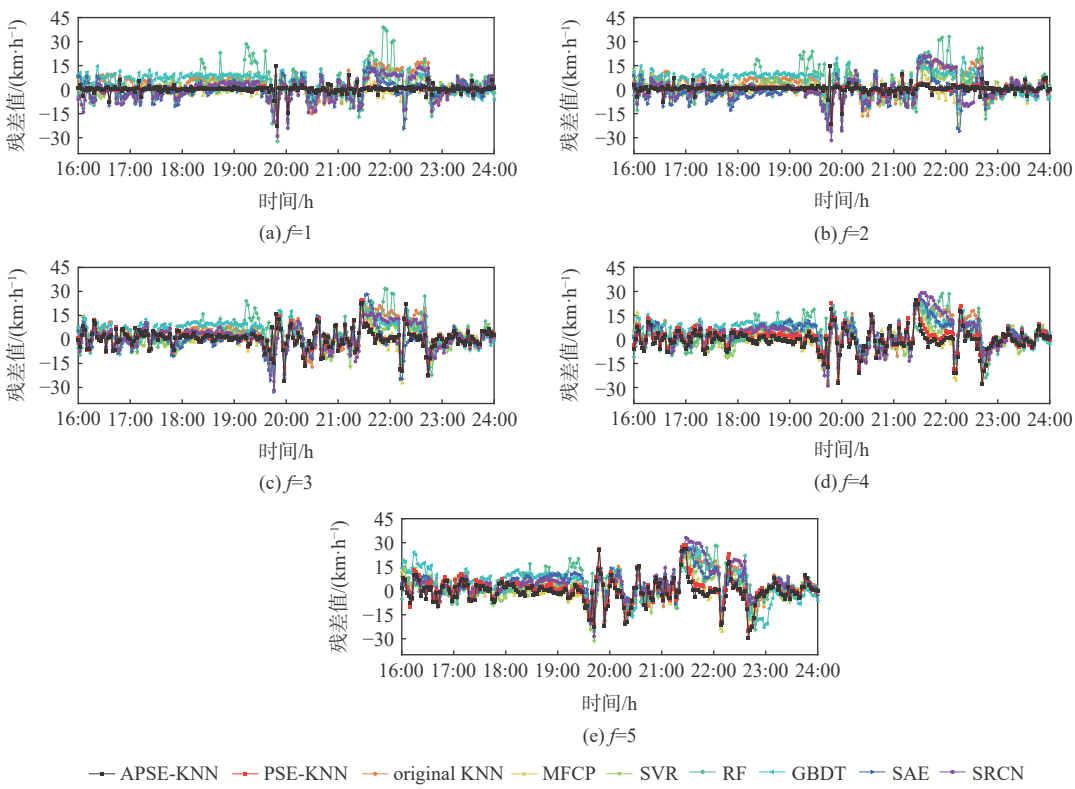



图 3　演唱会影响下的短时交通状态预测残差

Fig. 3　Residual error of short-term traffic state prediction under influence of concert

结果。在图 3(c)～图 (e) 中, 本文 APSE-KNN 和 PSE-KNN 模型的预测残差值出现了较为明显的波动, 但是聚焦于演唱会结束时段, 在此期间出现的预测效果波动中本文这 2 个模型能够最快的进行调整, 相比于对比模型展现出了更为稳定、可靠的预测能力, 其中本文 APSE-KNN 模型得益于自我状态的学习机制, 其表现最为优异。

由于 PSEs 影响下短时交通状态的突变, 车辆出现低速缓行的情况非常常见, 选择 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 这种相对指标相比于残差值等绝对数值指标更能在真实值较小时放大预测值和真实值的差距。因此, 使用 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 对各模型在 PSEs场景下的预测能力进行更直观地刻画。如图 4 所示, 是各预测模型在演唱会结束前后时段, 多步预测任务中 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 的表现。结果显示, 相比于 7 种对比模型, 本文 APSE-KNN 模型在 5 个步长的预测任务下 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 值平均降低了 29.90%。本文 APSE-KNN和 PSE-KNN 模型的预测结果只在演唱会刚结束的时候(约 21:30)和 22:20 左右交通状态发生不可预知性波动时产生了较大幅度的 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 误差波动, 且其 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 值远小于其他对比模型。

本文 APSE-KNN 和 PSE-KNN 的区别在于, 前者使用了 DDPG 算法进行实时的参数优化, 而后者使用的是通过验证集数值实验标定结果。在演唱会结束时, 二者 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 表现细节如图 5 所示, 面对交通需求的急剧增加带来的状态变化, 预测模型往往会在此时出现误差达到峰值的现象, 由实验结果易见 APSE-KNN 在多步预测实验中, 此处的误差峰值

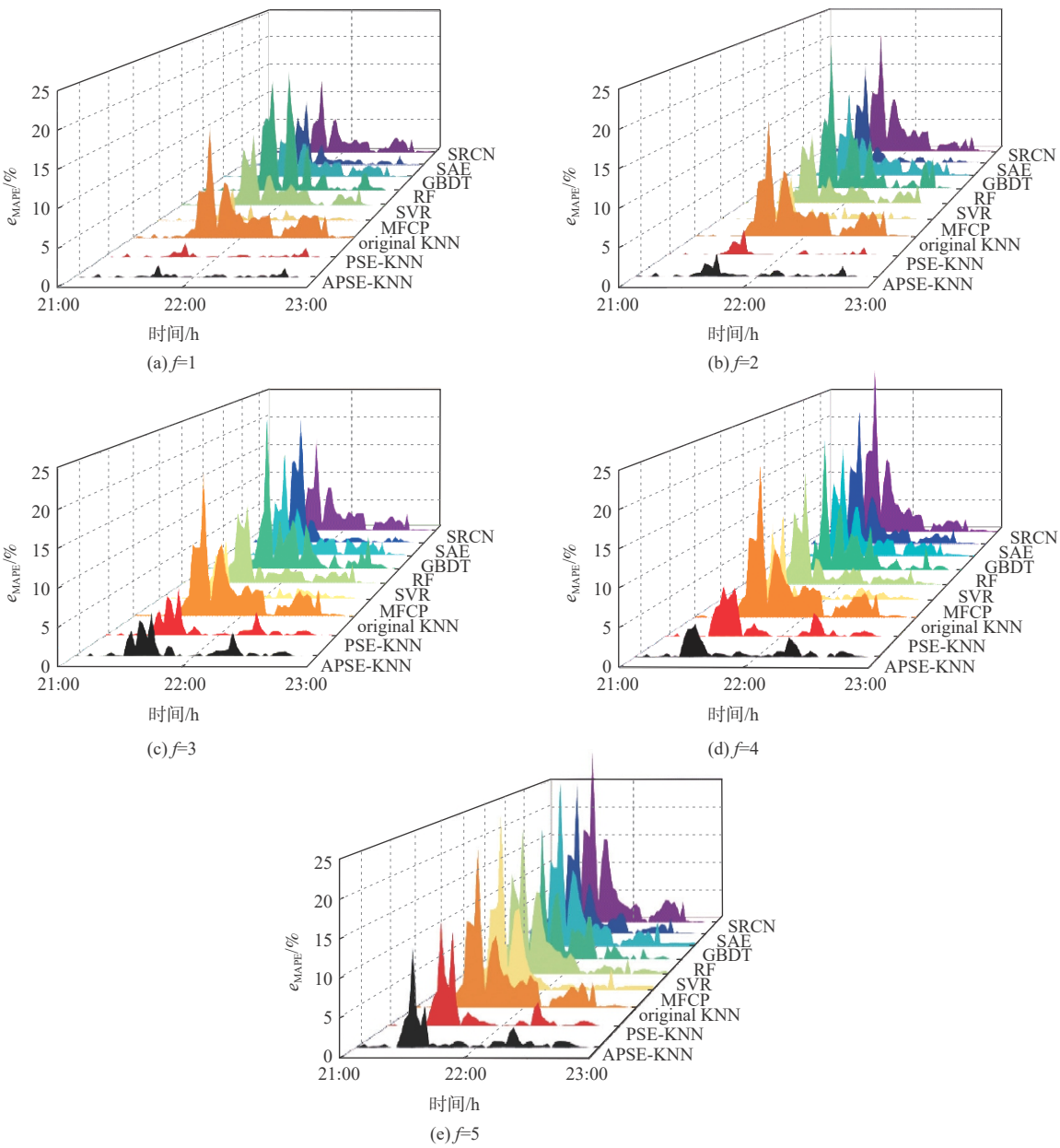



图 4　演唱会影响下的短时交通状态预测 $e_{\mathrm{MAPE}}$ 误差

Fig. 4　$e_{\mathrm{MAPE}}$ error of short-term traffic state prediction under influence of concert

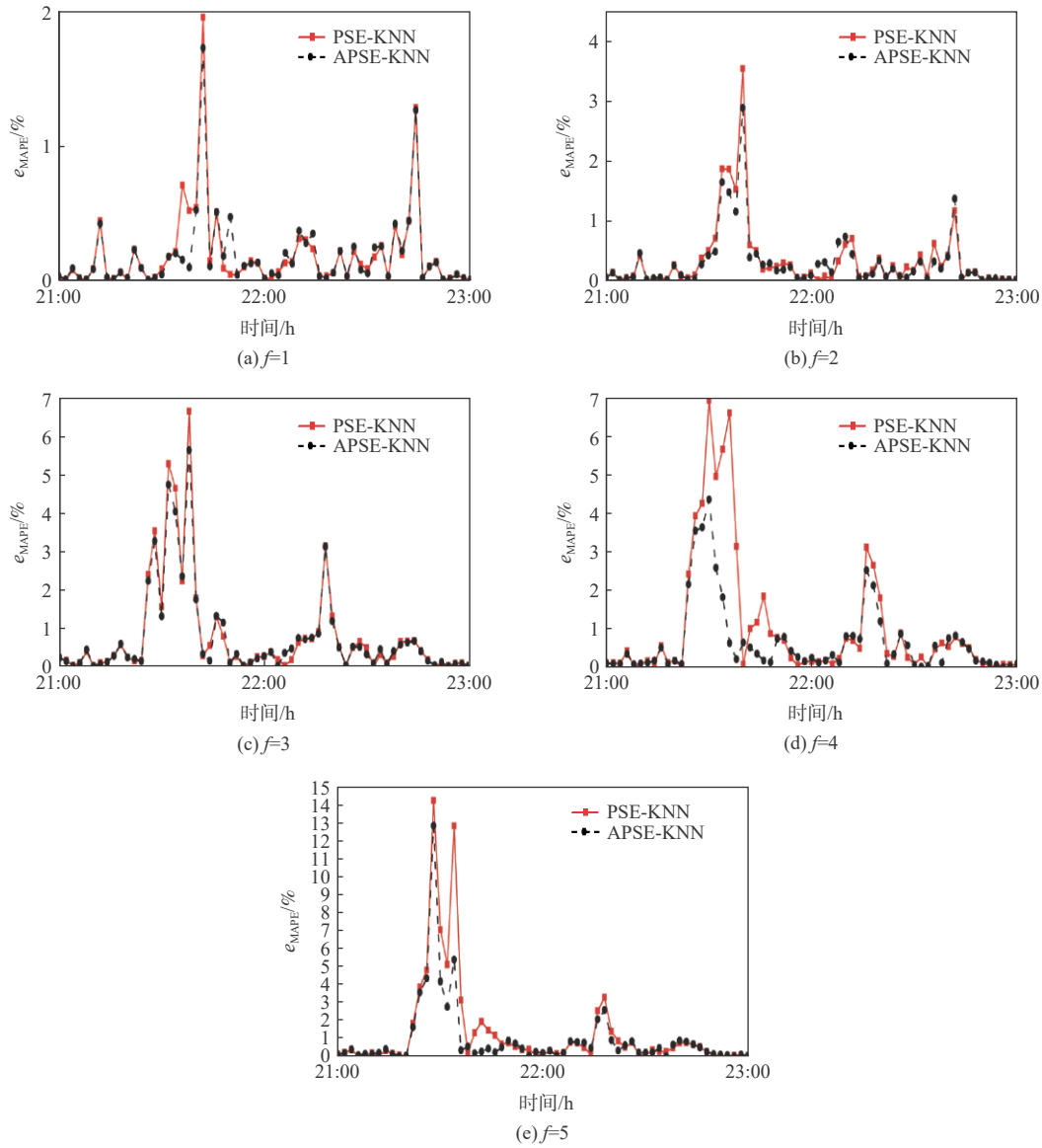



图5 演唱会结束时本文APSE-KNN与PSE-KNN模型预测效果对比

Fig. 5 Comparison of APSE-KNN and PSE-KNN prediction effect at end of concert

更低、调整更快。这证实了经过DDPG的实时动态优化，模型能够具备更强的适应能力，从而在PSEs场景下的短时交通状态预测任务中获得更高的精度。

因此，本文的APSE-KNN预测模型能够相较于Original KNN、MFCP、SVR、RF、GBDT、SAE和SRCN这7种短时交通状态预测模型，在PSEs的复杂短时交通状态演化场景下能取得更高精度的预测结果，更加适合用于处理这样的短时交通状态预测任务。

## 4 结 论

1)考虑PSEs场景下短时交通状态演化特性的KNN算法预测模型。首先，通过实测数据分析抽象出短时突变和拥堵持续2种PSEs场景下的短时交通演化特性。其次，考虑PSEs场景下的短时交通演化特性，使用KNN算法框架构建预测模型，具体内容包括：突出前述特性的状态单元表达、欧式距离和余弦距离融合的状态距离，以及高斯加权的增量预测形式，其目的均是使模型能够使模型更加贴合于PSEs场景特性，在少量PSEs观测时亦能获得较高的预测精度。

2)基于深度强化学习的短时交通状态预测模型实时动态优化方法。提出使用DDPG算法构建一个Agent，通过大量的训练实验，使之能够实时地自行判断PSEs下短时交通状态并结合预测模型自身的预测情况，给出当前预测的最优模型参数，大大地提高了预测模型地实时自适应能力，使静态的预测模型具备了动态优化的能力。

3)基于实测浮动车速度数据的实验验证。利用北京市工体地区的浮动车速度数据，以工人体育场举办演唱会的场景为例，对本文模型和其他7种

预测模型一起进行了预测效果对比, 证明了本文模型更适合完成在 PSEs 场景下短时交通状态预测任务, 而基于深度强化学习的实时动态优化方法使本文 APSE-KNN 模型在提高自适应能力和预测精度方面有着优秀表现。

尽管提出的思路和方法能够更加有效的对可预知性特殊事件影响下的短时交通状态进行预测, 但在在以下几个方面还有进一步研究的空间: ①KNN 表达能力有限。KNN 算法思路简单、易于构造和实现, 但作为一种浅层学习模型, 受其表达能力制约, 对于高维度数据或复杂的深层知识, 依赖于特征工程等前期处理手段。未来可以考虑结合深度学习理论及方法, 构建组合模型以充分发挥各模型优势。②深度强化学习训练耗时长。采样效率低一直以来是深度强化学习的固有问题, 这意味着算法需要长时间地持续探索环境积累数据和利用数据学习策略。对 DDPG 算法训练过程进行监测发现, 其每回合耗时约为 3 min, 当训练 3 000 回合时累计耗时约 150 h。因此, 在后续研究中可以考虑使用相比于 DDPG 更高效的其他深度强化学习算法。

## 参考文献（References）


[1] CORBIN J. Strategies to improve management of travel for all planned special events in a region[C]//82nd Annual Meeting of the Transportation Research Board. Washington, D. C. : Federal Highway Administration, 2003.

[2] 王鹏. 典型交通事件影响下交通流运行状态演变分析[D]. 长春: 吉林大学, 2017.
WANG P. Analysis of traffic flow state evolution under the influence of typical traffic incident[D]. Changchun: Jilin University, 2017 (in Chinese).

[3] 张海鹏, 杨宏业, 邬鑫珏, 等. 基于公交车GPS数据的短时交通流预测研究[J]. 内蒙古工业大学学报(自然科学版), 2018, 37(1): 75-80.
ZHANG H P, YANG H Y, WU X J, et al. Research on short-term traffic flow forecasting based on GPS data of bus[J]. Journal of Inner Mongolia University of Technology (Natural Science Edition), 2018, 37(1): 75-80(in Chinese).

[4] 傅成红, 杨书敏, 张阳. 改进支持向量回归机的短时交通流预测[J]. 交通运输系统工程与信息, 2019, 19(4): 130-134.
FU C H, YANG S M, ZHANG Y. Promoted short-term traffic flow prediction model based on deep learning and support vector regression[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2019, 19(4): 130-134(in Chinese).

[5] 张文胜, 郝孜奇, 朱冀军, 等. 基于改进灰狼算法优化BP神经网络的短时交通流预测模型[J]. 交通运输系统工程与信息, 2020, 20(2): 196-203.
ZHANG W S, HAO Z Q, ZHU J J, et al. BP neural network model for short-time traffic flow forecasting based on transformed grey wolf optimizer algorithm[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2020, 20(2): 196-203(in Chinese).

[6] GU Y L, LU W Q, QIN L Q, et al. Short-term prediction of lane-level traffic speeds: A fusion deep learning model[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2019, 106: 1-16.

[7] LI W, WANG J X, FAN R, et al. Short-term traffic state prediction from latent structures: Accuracy vs efficiency[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2020, 111: 72-90.

[8] CHIKARAISHI M, GARG P, VARGHESE V, et al. On the possibility of short-term traffic prediction during disaster with machine learning approaches: An exploratory analysis[J]. Transport Policy, 2020, 98: 91-104.

[9] NADI A L, SHARMA S, SNELDER M, et al. Short-term prediction of outbound truck traffic from the exchange of information in logistics hubs: A case study for the port of Rotterdam[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2021, 127: 103111.

[10] LI J Y, GUO F C, SIVAKUMAR A, et al. Transferability improvement in short-term traffic prediction using stacked LSTM network[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2021, 124: 102977.

[11] YU X J, SUN L J, YAN Y, et al. A short-term traffic flow prediction method based on spatial-temporal correlation using edge computing[J]. Computers & Electrical Engineering, 2021, 93: 107219.

[12] 王兴川, 姚恩建, 刘莎莎. 基于AFC数据的大型活动期间城市轨道交通客流预测[J]. 北京交通大学学报, 2018, 42(1): 87-93.
WANG X C, YAO E J, LIU S S. Urban rail transit passenger flow forecasting for large special event based on AFC data[J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2018, 42(1): 87-93(in Chinese).

[13] 郑云霄. 大型活动下城市轨道交通进出站客流短时预测研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2019.
ZHENG Y X. Research on short-term prediction of entry and exit passenger flow of urban rail transit under large-scale activities[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2019 (in Chinese).

[14] RAHMAN R, HASAN S. Short-term traffic speed prediction for freeways during hurricane evacuation: A deep learning approach[C]//2018 21st International Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway: IEEE Press, 2018.

[15] NI M, HE Q, GAO J. Using social media to predict traffic flow under special event conditions[C]//93rd Annual Meeting of Transportation Research Board. Washington, D. C. : Federal Highway Administration, 2014.

[16] KWOCZEK S, DI MARTINO S, NEJDL W. Predicting and visualizing traffic congestion in the presence of planned special events[J]. Journal of Visual Languages & Computing, 2014, 25(6): 973-980.

[17] POLSON N G, SOKOLOV V O. Deep learning for short-term traffic flow prediction[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2017, 79: 1-17.

[18] CAI P L, WANG Y P, LU G Q, et al. A spatiotemporal correlative k-nearest neighbor model for short-term traffic multistep forecasting[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2016, 62: 21-34.

[19] HABTEMICHAEL F G, CETIN M. Short-term traffic flow rate forecasting based on identifying similar traffic patterns[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2016, 66: 61-78.

[20] YANG S. On feature selection for traffic congestion prediction[J].

Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2013, 26: 160-169.

[21] LV Y S, DUAN Y J, KANG W W, et al. Traffic flow prediction with big data: A deep learning approach[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2015, 16(2): 865-873.

[22] YU H Y, WU Z H, WANG S Q, et al. Spatiotemporal recurrent convolutional networks for traffic prediction in transportation networks[J]. Sensors, 2017, 17(7): 1501.

# Short-term traffic state prediction under planned special events

FENG Xiaoyuan[1], CHEN Zilin[1, 2, 3], JI Nan[4], REN Yilong[1, 2, 3, *]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Hangzhou Innovation Institute, Beihang University, Hangzhou 310023, China;
3. National Engineering Laboratory for Comprehensive Transportation Big Data Application Technology, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Intelligent Transport System (ITS) R & D Center, Shanghai Urban Construction Design and Research Institute (Group) Co., Ltd., Shanghai 200125, China)

**Abstract**: Accurate short-term traffic state prediction is an important basis for effective traffic management and control. The planned special events (PSEs) generate abnormal traffic demand around the venue in a short time. However, due to the limited number of the special events and the difficulty in data sample collection, the prediction accuracy is hard to guarantee.Therefore, the short-term traffic evolution characteristics under PSEs are analyzed by measured data. On this basis, a short-term traffic state prediction model is established by using the framework of improved K-nearest neighbor (KNN) algorithm. Therefore, the evolution characteristics of short-term traffic under PSEs are analyzed through real event data, and a short-term traffic state KNN (PSE-KNN) prediction model was proposed. Moreover, through real-time super parameter optimization method based on Deep reinforcement learning, we constructed into an adaptive PSE-KNN (APSE-KNN) model. Finally, the effect of the model is verified by taking the concert scene in Beijing as an example. The results show that in the multi-step prediction experiment, compared with the other seven comparative prediction models, the proposed prediction model reduces the mean residual error by 12.43 % and the mean absolute percentage error by 29.90 % on average. These results prove that this model has excellent rapid adjustment ability and is more suitable for short-term traffic state prediction task under PSEs.

**Keywords**: short-term traffic state prediction; planned special events; K-nearest neighbor; deep deterministic policy gradient; reinforcement learning

**Received**: 2021-12-14; **Accepted**: 2022-03-25; **Published Online**: 2022-04-11 08:31

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1324.002.html

**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (U1964206)

* **Corresponding author**. E-mail: yilongren@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0718

# 基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法

韩继凯*，袁涛，刘泽坤，郝希阳，张式建
(海军航空大学青岛校区，青岛 266041)

**摘　　要**：海上搜索、航空反潜等海上活动经常需要对目标海域进行全面搜索，在研究扩展方形搜索方法的缺点后，提出采用基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法。从理论上分析2种方法的搜索效率、探测次数、所需航程和重复搜索面积等内容；证明了当目标搜索区域半径大于某值时，所提方法明显优于扩展方形搜索方法，并给出了该值的计算方法。通过仿真验证了理论分析的正确性，为海上搜索任务提供了更为高效的搜寻方法，同时为无人化自动搜索提供理论基础和参考依据。

**关　键　词**：搜索效率；海上搜索；吊声反潜；仿真分析；轨迹规划
**中图分类号**：U676; O229
**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2731-10

扩展方形搜索方法作为一种重要的全覆盖型搜索方法，常被用于直升机吊放声纳反潜、直升机对海盗目标预警探测、海洋飞参“黑匣子”搜索、海上搜救等一系列海上搜索活动中[1-4]。当搜索目标可以较为准确预测、目标丢失时间短或搜索对象的位置在相对接近的范围内已知时采用此搜索方法[5-6]，其具有搜索范围广，能实现全覆盖搜索等优点，但也存在着搜索效率低的缺点[7]。另一方面，随着近年来地面救援机器人、无人飞行器等辅助救援设备的应用[8-11]，对搜索方法的模型化、数学化提出了要求。以往的海上搜索过程由于定位不准确，多凭借个人感觉来确定探测位置的大致坐标，没有提出精确的数学模型，在使用过程中多有不便。如果对搜索方法建立良好的数学模型，并对航线、航迹进行适当规划后[12]，可为有效地管理搜救船队、优化海上搜救船只位置分配提供更明智的战略和战术决策[13]。

本文在总结扩展方形搜索方法优、缺点的基础上，提出基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法，并介绍了该方法适用范围和条件，给出了精确的数学模型，并从理论上证明了本文方法的搜索效率明显高于扩展方形搜索方法，最后通过仿真实验验证了本文方法的高效性。

## 1　扩展方形搜索方法

扩展方形(矩形)搜索方法是全覆盖搜索方法的一种，经常被用于各类海上搜索活动，在实际搜索中具有较高的使用频率，例如在吊声反潜过程中，当潜艇丢失时间相对较短，为了快速重新发现目标，常采用扩展方形搜索方法[14]；对于海上搜救来说，当目标海域海流风速不大，遇险人员数量少，且位置离基准位置偏移较少时采用此方法[15]；对于飞参“黑匣子”搜索来说，当搜索时间充足，需要大范围全面积搜索时采用此方法。

海上搜索活动往往可以划定一个圆形搜索区域[16]，如果设搜索区域半径为 $R$，搜索设备探测半径为 $r$，则扩展方形搜索方法主要搜索过程如下：搜索设备首先到达最有可能的目标位置 $O$ 点，然后采用方形航迹搜索，其中每一个虚线圆圈代表搜索工具一次探测可以搜索的范围，虚线圆的圆心即为探测点，则搜索航迹可大致画为一个扩展方形，如图1所示。

收稿日期：2021-11-30；录用日期：2022-03-05；网络出版时间：2022-04-25 16:43
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1037.001.html
*通信作者. E-mail：hanjikai_hjhkdx@163.com

引用格式：韩继凯，袁涛，刘泽坤，等. 基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2731-2740.
HAN J K，YUAN T，LIU Z K，et al. Expanding hexagon search method based on honeycomb structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2731-2740 (in Chinese).

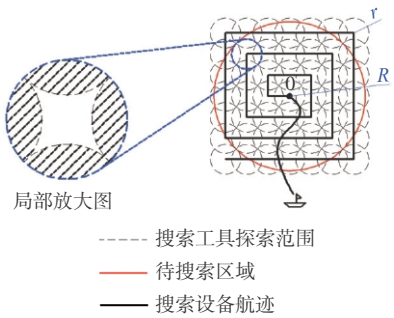



图1 扩展方形搜索方法

Fig. 1 Extended square search method

对其研究可发现，扩展方形搜索方法在使用过程中重复搜索区域面积为

$$S_{c4}=(2\pi-4)r^2 \tag{1}$$

经计算，其重复搜索率为

$$P_{c4}=\frac{(2\pi-4)r^2}{\pi r^2}\times 100\%=72.7\% \tag{2}$$

由式(2)可知其重复搜索率明显过高，搜索效率较低，而在海上实际搜索过程中，无论是反潜、海上巡逻警戒、“黑匣子”搜索、海上搜救等活动，都十分注重搜索效率，搜索方法能否节约时间往往是最优先考虑的条件，而现有的扩展方形搜索方法，在搜索时明显存在浪费大量时间的问题。

## 2 本文方法介绍

由于扩展方形搜索方法在使用过程中搜索效率较低，故须寻找一种时间利用率较高、重复搜索率较低、搜索航迹路程较短的搜索方法，从而提高搜索过程中的搜索效能。

### 2.1 蜂窝结构

数学中，以相同半径的圆形覆盖平面，当圆心处于正六边形网格的各正六边形中心，也就是当圆心处于正三角网格的格点时所用圆的数量最少[17]，该结构被称为蜂窝结构。也就是说蜂窝结构是覆盖二维平面的最佳拓扑结构。蜂窝结构技术现主要用于无线蜂窝网络技术和传感器网格覆盖等方面，在无线蜂窝网络中，将需覆盖的区域用不重叠的正六边形进行网格划，这样可实现频谱的高效利用，如图2所示。

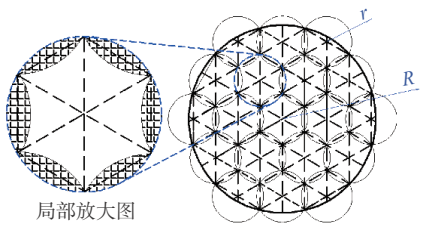



图2 蜂窝拓扑结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of cellular topology structure

对蜂窝计算可知，其重复覆盖面积为

$$S_{c6}=\left(2\pi-3\sqrt{3}\right)r^2 \tag{3}$$

其重复搜索率为

$$P_{c6}=\frac{\left(2\pi-3\sqrt{3}\right)r^2}{\pi r^2}\times 100\%=34.6\% \tag{4}$$

对比扩展方形搜索方法重复搜索率可以发现，采用正六边形对搜索区域进行覆盖，其重复搜索率降低了38.1%，也就意味着如果能将该方法应用到海上搜索过程中，便可以极大的降低重复搜索率。

### 2.2 扩展六边形搜索方法

因为蜂窝结构可以大大降低重复覆盖面积，故提出在海上搜索过程中也采用基于蜂窝结构的扩展六边形搜索方法，其搜索过程如下：首先，搜索设备到达目标搜索区域中心位置，然后，沿正六边形各边进行搜索，搜索完本层区域后沿最近路线到达下层搜索，将每层探测位置用直线连接后为正六边形，其中，每个探测圆的圆心坐标即为探测位置，每个六边形的部分顶点即为航迹转弯点，如图3所示。

设搜索区域是半径为 $R$ 的圆形区域，需搜索区域面积为 $A$，搜索设备探测半径为 $r$，令 $\frac{R_{\max}}{r}=k_{\max}$，其所有探测点所能覆盖的最大区域半径为 $R_{\max}$，覆盖搜索区域所采用探测圆的层数为 $l$，所需探测次数为 $m$，总航程为 $s$，搜索设备从起始出发点到第一个探测点的初始航程为 $s_0$，且各探测点之间航迹为直线，转弯次数为 $z$，则每个探测点的距离 $d=\sqrt{3}r$。

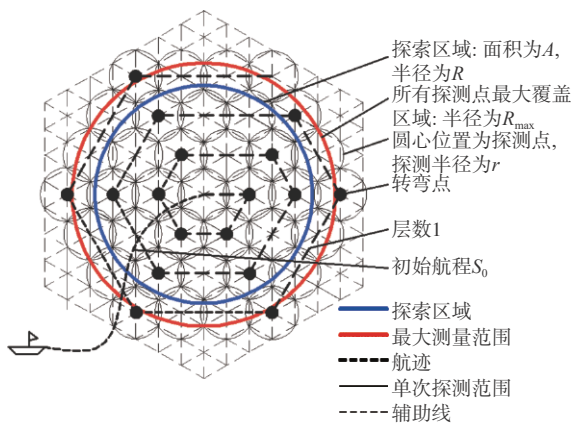



图3 二维平面扩展六边形覆盖规律

Fig. 3 Two-dimensional planar extended hexagonal covering laws

## 3 本文方法与扩展方形搜索方法对比

经过第2节的讨论可知采用正六边形覆盖二

维平面是最优的方法，但在反潜、海上巡逻警戒、海上搜救、“黑匣子”搜索等活动中工作人员更关心的却是搜索效率，即在完成全覆盖搜索的基础上，整个搜索过程的搜索时间是否较短。下面将对本文方法与扩展方形搜索方法的搜索时间问题进行比较。

### 3.1　本文方法结构分析

为更好的研究本文方法的搜索时间，需对其结构进行分析。对采用不同数量的探测点组成的六边形所能覆盖最大区域半径研究可以发现，当探测层数不同时（即 $l$ 取不同数值时），其在二维平面内所能覆盖的最大区域呈现一定规律：

当$l=1$时，其能覆盖最大区域半径$R_{\max}=r$；

当$l=2$时，其能覆盖最大区域半径$R_{\max}=2r$；

当$l=3$时，其能覆盖最大区域半径$R_{\max}=\sqrt{13}r$；

…

当$l=n_6$时，$n_6$=1, 2, …

$$R_{\max 6}=\begin{cases}\left(\dfrac{3n_6}{2}-1\right)r & n_6\text{为偶数}\\ \sqrt{\left(\dfrac{3(n_6-1)}{2}\right)^2+\dfrac{3(n_6-1)}{2}+1}r & n_6\text{为奇数}\end{cases}\tag{5}$$

进一步的，对所需探测次数 $m$、航程 $s$、转弯次数 $z$ 研究可以发现规律，具体如表 1 所示。

**表 1　本文方法主要参数规律**

**Table 1　Main parameters of proposed method**

| 层数$l$ | 探测次数$m$ | 航程$s$ | 转弯次数$z$ |
|---|---|---|---|
| 1 | 1 | $s_0$ | 0 |
| 2 | 7 | $s_0+6\sqrt{3}r$ | 5 |
| 3 | 19 | $s_0+18\sqrt{3}r$ | 11 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| $n_6$ | $3n_6^2-3n_6+1$ | $s_0+3\sqrt{3}(n_6^2-n_6)r$ | $6(n_6-1)-1$ |

综合式 (5) 和表 1 可知：

$$\text{结论1}\begin{cases}\sqrt{\left(\dfrac{3(n_6-2)}{2}\right)^2+\dfrac{3(n_6-2)}{2}+1}\leqslant k<\dfrac{3n_6}{2}-1 & n_6\text{为偶数}\\ \dfrac{3(n_6-1)}{2}-1\leqslant k<\sqrt{\left(\dfrac{3(n_6-1)}{2}\right)^2+\dfrac{3(n_6-1)}{2}+1} & n_6\text{为奇数}\end{cases}$$

覆盖搜索区域 $A$ 所需探测圆的层数为$l=n_6$，探测次数$m_6=3n_6^2-3n_6+1$，航程$s_6=s_0+3\sqrt{3}(n_6^2-n_6)r$，转弯次数$z_6=6(n_6-1)-1$。

### 3.2　扩展方形搜索方法结构分析

同样的，对扩展方形结构进行研究，其有 2 种扩展方式，一种圆心位于起点位置对外扩展，另一种以起始 4 个圆的交点为中心对外扩展，将 2 种方法总结之后可以发现其覆盖规律如下：

当$l=n_4$时，$n_4$=1, 2, …

$$R_{\max 4}=\begin{cases}\sqrt{\left(\dfrac{n_4}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4}{2}\right)^2}r & n_4\text{为偶数}\\ \sqrt{\left(\dfrac{n_4-1}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4+1}{2}\right)^2}r & n_4\text{为奇数}\end{cases}\tag{6}$$

类似的可以得到扩展方形搜索方法主要参数，如表 2 所示。

**表 2　扩展方形搜索方法主要参数规律**

**Table 2　Extended square search method main parameter law**

| 层数$l$ | 探测次数$m$ | 航程$s$ | 转弯次数$z$ |
|---|---|---|---|
| 1 | 1 | $s_0$ | 0 |
| 2 | 4 | $s_0+3\sqrt{2}r$ | 2 |
| 3 | 9 | $s_0+8\sqrt{2}r$ | 4 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| $n_4$ | $n_4^2$ | $s_0+\sqrt{2}(n_4^2-1)r$ | $2(n_4-1)$ |

同理，由式 (6) 和表 2 可知：

$$\text{结论2}\begin{cases}\sqrt{\left(\dfrac{n_4-2}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4}{2}\right)^2}\leqslant k<\sqrt{\left(\dfrac{n_4}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4}{2}\right)^2} & n_4\text{为偶数}\\ \sqrt{\left(\dfrac{n_4-3}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4-1}{2}\right)^2}\leqslant k<\sqrt{\left(\dfrac{n_4-1}{2}\right)^2+\left(\dfrac{n_4+1}{2}\right)^2} & n_4\text{为奇数}\end{cases}$$

覆盖搜索区域$A(k)$所需探测圆的层数为$l=n_4$，探测次数$m_4=n_4^2$，航程$s_4=s_0+\sqrt{2}(n_4^2-1)r$，转弯次数$z_4=2(n_4-1)$。

通过对比结论 1 和结论 2 的取值，并将本文方

法与扩展方形搜索方法最大搜索区域直观展示可以发现：当最大搜索半径相同时，本文方法探测次数$m_6$明显少于扩展方形搜索方法探测次数$m_4$，如图4所示。

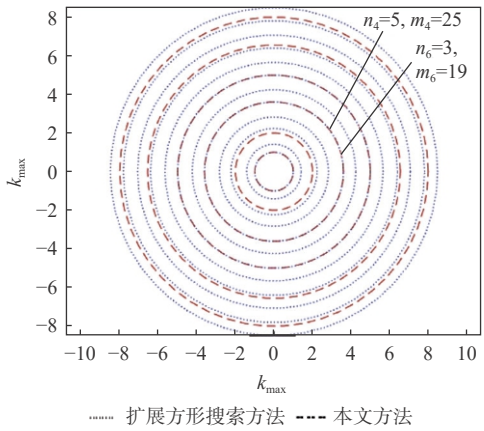



图4 最大搜索半径与探测次数

Fig. 4 Maximum search radius versus number of detections

### 3.3 探测次数对比

虽然在最大搜索半径相同时，本文方法探测次数明显少于扩展方形搜索方法，但是在实际工作过程中$k$的取值往往是随机的，可以发现，在一些特殊搜索区域半径$R$下，采用本文方法搜索时所需覆盖圆的个数反而增加了，例如当$k=2.1$时，采用扩展方形搜索探测次数$m_4=9$，而采用本文方法搜索需要探测次数$m_6=19$，此时$m_4<m_6$，如图5所示。也就意味着本文方法在某些条件下并不是最优的方法，故须对搜索区域半径$R$、搜索航程$s$与搜索所用时间$t$之间的关系进行全面讨论，并给出最优化的讨论结果。

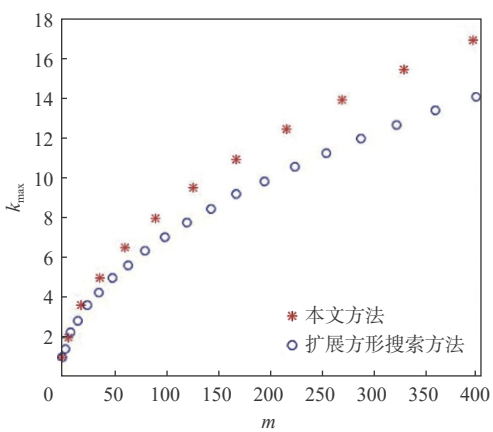



图5 不同$k$值对应$m$的取值

Fig. 5 Different values of k correspond to values of $m$

本文方法和扩展方形搜索方法的探测次数$m$与$k$的函数关系比较可以发现，随着$k$取值的不断增大，本文方法探测次数$m_6$越来越小于扩展方形搜索方法探测次数$m_4$，不禁产生结论3这样的假设。为方便观察起见，同类型的方法奇偶函数采用同一类型符号表示，如图5所示。

**结论3** 存在这样的$k_0$，当$k\geqslant k_0$时，使得探测次数总是满足$m_6<m_4$。其中$k$所对应的搜索区域为$A(k)$；为覆盖搜索区域$A(k)$，本文方法所需要的最少探测次数为$m_6$，扩展方形所需要的最少探测次数为$m_4$。

下面对结论3展开证明。为证明$k_0$的存在，并求出$k_0$的大小，首先化简关于$R_{max4}$和$R_{max6}$的函数，得到：

$$R_{max6}=\begin{cases}\left(\dfrac{3n_6}{2}-1\right)r & n_6\text{为偶数}\\ \sqrt{\left(\dfrac{3n_6}{2}-1\right)^2+\dfrac{3}{4}}r & n_6\text{为奇数}\end{cases} \tag{7}$$

$$R_{max4}=\begin{cases}\dfrac{\sqrt{2}}{2}n_4r & n_4\text{为偶数}\\ \sqrt{\left(\dfrac{\sqrt{2}}{2}n_4\right)^2+\dfrac{1}{2}}r & n_4\text{为奇数}\end{cases} \tag{8}$$

设连续函数$f_1$、$f_2$、$f_3$、$f_4$分别为

$$\begin{cases}y_1=\dfrac{3t}{2}-1\\ x_1=3t^2-3t+1\end{cases} \tag{9}$$

$$\begin{cases}y_2=\sqrt{\left(\dfrac{3t}{2}-1\right)^2+\dfrac{3}{4}}\\ x_2=3t^2-3t+1\end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases}y_3=\dfrac{\sqrt{2}}{2}t\\ x_3=t^2\end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases}y_4=\sqrt{\left(\dfrac{\sqrt{2}}{2}t\right)^2+\dfrac{1}{2}}\\ x_3=t^2\end{cases} \tag{12}$$

式中：$t\in[1,+\infty)$。

化简式(9)～式(12)可得：

$$x_1=\frac{4}{3}y^2+\frac{2}{3}y+\frac{1}{3} \tag{13}$$

其中，$x_1\in[1,+\infty)$，$y\in\left[\dfrac{1}{2},+\infty\right)$

$$x_2=\frac{2}{3}y^2+\sqrt{y^2-\frac{3}{4}}-\frac{1}{6} \tag{14}$$

其中，$x_2\in[1,+\infty)$，$y\in[1,+\infty)$

$$x_3=2y^2 \tag{15}$$

其中，$x_3\in[1,+\infty)$，$y\in\left[\dfrac{\sqrt{2}}{2},+\infty\right)$

$$x_4=2y^2-1 \tag{16}$$

其中，$x_4\in[1,+\infty)$，$y\in[1,+\infty)$

设结论 3 中$m_6$和$m_4$对应的搜索区域半径分别为$R_{\max 6}$和$R_{\max 4}$，则$R_{\max 6}$和$R_{\max 4}$必然属于某一$[y,y+\Delta y]$区间内，且$x_1$、$x_2$、$x_3$、$x_4$在其定义域范围内均为单调递增函数，所以，若在$[y,y+\Delta y]$区间内$\begin{cases}x_1(y+\Delta y)<x_3(y)\\x_1(y+\Delta y)<x_4(y)\\x_2(y+\Delta y)<x_3(y)\\x_2(y+\Delta y)<x_4(y)\end{cases}$恒成立，则结论 3 得证，其中$\Delta y>0$。

设$f_5=x_3(y)-x_1(y+\Delta y)$，现对一元二次方程$f_5$进行讨论，计算后可以发现其根的判别式可知：

$$\Delta f5=\sqrt{\frac{32}{3}\left(\Delta y^2+\frac{1}{2}\Delta y+\frac{1}{8}\right)}>0 \tag{17}$$

令$f_5=0$，可得方程的 2 个根分别为

$$y_{(1)}=2\Delta y-\frac{3}{4}\sqrt{\frac{32}{3}\Delta y^2+\frac{16}{3}\Delta y+\frac{4}{3}}+\frac{1}{2} \tag{18}$$

$$y_{(2)}=2\Delta y+\frac{3}{4}\sqrt{\frac{32}{3}\Delta y^2+\frac{16}{3}\Delta y+\frac{4}{3}}+\frac{1}{2} \tag{19}$$

由$f_5$根的分布可知在$\left(2\Delta y+\frac{3}{4}\sqrt{\frac{32}{3}\Delta y^2+\frac{16}{3}\Delta y+\frac{4}{3}}+\frac{1}{2},+\infty\right)$区间内$f_5>0$恒成立，即$x_1(y+\Delta y)<x_3(y)$恒成立。

同理可证得在$\left(2\Delta y+\frac{3}{2}\sqrt{\frac{8}{3}\Delta y^2+\frac{4}{3}\Delta y+1}+\frac{1}{2},+\infty\right)$区间内$x_1(y+\Delta y)<x_4(y)$恒成立。

为证明在$[y,y+\Delta y]$区间内$x_2(y+\Delta y)<x_3(y)$恒成立，令$f_6=x_3(y)-x_2(y+\Delta y)$，

对$f_6$求导可得：

$$\dot{f}_6=\frac{8}{3}y-\frac{4}{3}\Delta y-\frac{2\Delta y+2y}{2\sqrt{(y+\Delta y)^2-3/4}} \tag{20}$$

因为，$1<\frac{2\Delta y+2y}{2\sqrt{(y+\Delta y)^2-3/4}}\leqslant 2$，所以在$\left(\frac{3}{4}+\frac{1}{2}\Delta y,+\infty\right)$区间内$\dot{f}_6>0$，即$f_6$在$\left(\frac{3}{4}+\frac{1}{2}\Delta y,+\infty\right)$区间内为单调递增函数。

将$f_5=0$的其中一个根$y_{(2)}$带入$f_6$后可得：$f_6\left(y_{(2)}\right)>0$，且$y_{(2)}>\frac{3}{4}+\frac{1}{2}\Delta y$，故在$\left(2\Delta y+\frac{3}{4}\sqrt{\frac{32}{3}\Delta y^2+\frac{16}{3}\Delta y+\frac{4}{3}}+\frac{1}{2},+\infty\right)$区间内$f_6>0$恒成立，即$x_2(y+\Delta y)<x_3(y)$恒成立。

同理可证得在$\left(2\Delta y+\frac{3}{2}\sqrt{\frac{8}{3}\Delta y^2+\frac{4}{3}\Delta y+1}+\frac{1}{2},+\infty\right)$区间内$x_2(y+\Delta y)<x_4(y)$恒成立。

至此，结论 3 中$k_0$的存在性和唯一性得证。

现在求$k_0$的大小。因为$n_4$和$n_6$为正整数，所以区间$[n_4,n_4+1]$和$[n_6,n_6+1]$均$\subset$区间$[t,t+1]$内，将$t$、$t+1$分别带入$f_1$、$f_2$、$f_3$、$f_4$并作差可得：

$$\begin{cases}\Delta y_1=\dfrac{3}{2}\\ \lim\limits_{t\to+\infty}\Delta y_2=\lim\limits_{t\to+\infty}\sqrt{\dfrac{9}{4}t^2+\dfrac{3}{2}t+1}-\sqrt{\dfrac{9}{4}t^2-3t+\dfrac{7}{4}}=\dfrac{3}{2}\\ \Delta y_3=\dfrac{\sqrt{2}}{2}\\ \lim\limits_{t\to+\infty}\Delta y_4=\lim\limits_{t\to+\infty}\sqrt{\dfrac{1}{2}t^2+t+1}-\sqrt{\dfrac{1}{2}t^2+\dfrac{1}{2}}=\dfrac{\sqrt{2}}{2}\end{cases}$$

将$\Delta y_1$、$\lim\limits_{t\to+\infty}\Delta y_2$、$\Delta y_3$和$\lim\limits_{t\to+\infty}\Delta y_4$的值分别代入式(13)和式(16)中$y$所对应 4 个区间的左端点，并带入结论 3 验证可知，当$k_0=5$时，结论 3 成立。

综上所述，当最大搜索区域半径与探测半径的比值$k_{\max}\geqslant 5$时，本文方法所需探测次数总是小于扩展方形探测次数；当$k<5$时，需要计算后比较 2 种方法的探测次数，选取合适的搜索方法。

### 3.4　探测航程与转弯次数对比

对于一些特殊的海上活动，有时在航程中会消耗大量的时间，这就需要对探测航程所消耗的时间进行研究，综合考虑其在实际搜索过程中的搜索时间。故在比较完探测次数之后，还需要要对 2 种搜索方法所需的探测航程和转弯次数进行比较，进而更准确的描述整个搜索过程的搜索时间。

根据表 1 和表 2 中探测航程$s$与$k$的关系可以得到两者的对应关系，如图 6 所示。通过计算可以发现：当$k\geqslant 15.5$时，$s_{6\min}<s_{4\min}$恒成立。

同理，可以得到转弯次数$z$与$k$的关系图，如图 7 所示。通过计算可以发现：当$k>1$时，本文方法覆盖搜索区域所需最少转弯次数总是大于扩展方形搜索方法所需最少转弯次数。

### 3.5　搜索时间对比

3.4 节仅仅研究了单一因素对$k$的影响，为了系统的研究 2 种搜索方法的时间情况，需将各主要因素进行综合研究。设完成一次搜索任务所用搜索时间：

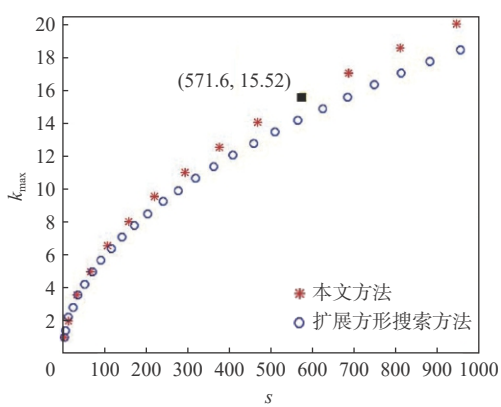



图 6　探测航程

Fig. 6　Comparison of detection ranges

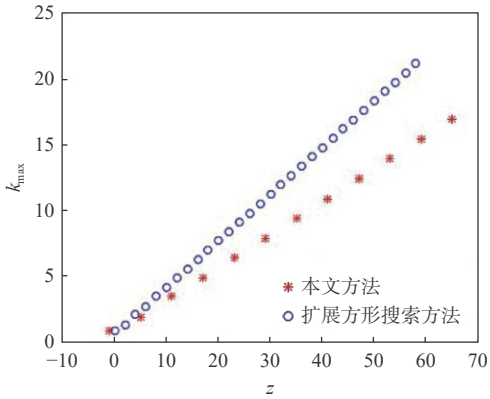



图7 转弯次数

Fig. 7 Comparison of number of turns

$$t_x = t_0 + mt_m + (m-1)t_s + zt_z \tag{21}$$

式中：$t_0$为起始出发点到第1个探测点时间；$t_m$为单次探测时间；$t_s$为从一个探测点到下一个探测点的航程时间；$t_z$为单次转弯时间。

设整个探测过程为匀速运动，则

$$t_x = \frac{s_0}{v_0} + mt_m + \frac{s}{v_0} + zt_z \tag{22}$$

式中：$v_0$为平均速率。

为比较2种搜索方法搜索时间关系，将表1和表2数据代入式(22)并作差可得：

$$\Delta t = t_{x4} - t_{x6} = (m_4 - m_6)t_m + \frac{s_4 - s_6}{v_0} + (z_4 - z_6)t_z \tag{23}$$

为方便研究2种搜索方法在不同搜索区域下的搜索时间，将离散函数连续化、近似化研究。

并令$n_6 = \frac{2}{3}(k+1)$, $n_4 = \sqrt{2}k$，则有：

$$\Delta t = \left(\frac{2}{3}t_m + \left(2\sqrt{2} - \frac{4}{3}\sqrt{3}\right)\frac{r}{v_0}\right)k^2 - \left(\frac{2}{3}t_m + \frac{2\sqrt{3}}{3}\frac{r}{v_0} + \left(4 - 2\sqrt{2}\right)t_z\right)k - \left(\sqrt{2}t_m + \frac{1}{3}\frac{r}{v_0} - t_z\right) \tag{24}$$

为了更好的研究$\Delta t$的函数特性，现令：

$$a_{\Delta t} = \frac{2}{3}t_m + \left(2\sqrt{2} - \frac{4}{3}\sqrt{3}\right)\frac{r}{v_0} \tag{25}$$

$$b_{\Delta t} = -\left(\frac{2}{3}t_m + \frac{2\sqrt{3}}{3}\frac{r}{v_0} + \left(4 - 2\sqrt{2}\right)t_z\right) \tag{26}$$

$$c_{\Delta t} = -\left(\sqrt{2}t_m + \frac{1}{3}\frac{r}{v_0} - t_z\right) \tag{27}$$

$$\Delta_{\Delta t} = b^2 - 4ac \tag{28}$$

$$\Delta t_{ext} = \frac{4ac - b^2}{4a} \tag{29}$$

对$a$进行分析可知，因为$t_m > 0$、$\frac{r}{v_0} > 0$，所以$a$在定义域内恒大于0，如图8所示。

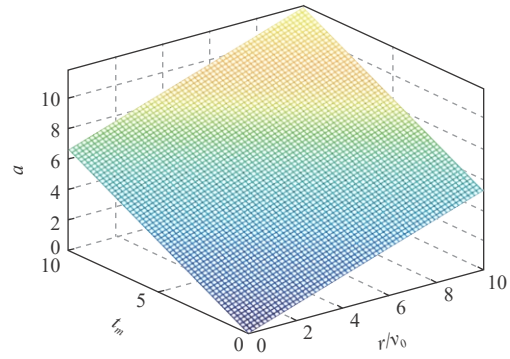



图8 $a$的取值范围

Fig. 8 Range of values of $a$

对根式判别式$\Delta_{\Delta t}$分析可知，因为$t_m > 0$、$\frac{r}{v_0} > 0$，且$0 < t_z < 1$，同时为了方便研究$\Delta_{\Delta t}$的值域，现将$t_z = 0$、0.1、0.2、…、1所对应的10个图像列入同一幅图中比较可以发现，$\Delta_{\Delta t}$在其定义域内恒大于0，如图9所示。

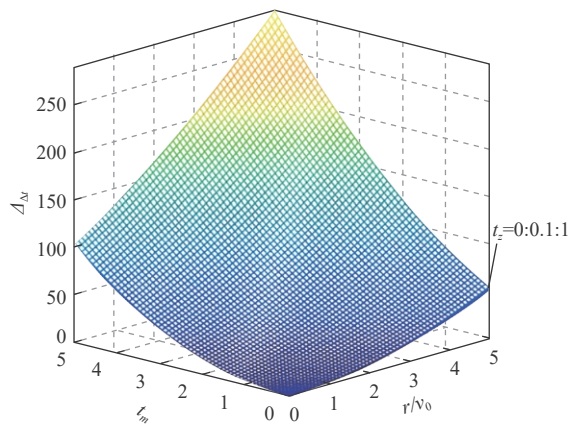



图9 $\Delta_{\Delta t}$的取值范围

Fig. 9 Range of values of $\Delta_{\Delta t}$

经过3.5节的讨论可以发现，对于2种搜索方法的时间差值$\Delta t$而言，因为其$a > 0$, $\Delta_{\Delta t} > 0$，所以一定存在这样的$k_x$，使得当$k > k_x$时，$t_{x6} < t_{x4}$恒成立，即当$k > k_x$时，本文方法更节约时间。

为了进一步研究清楚$t_m$、$t_s$、$t_z$对$\Delta t$的影响，绘制$\Delta t$的函数图像可以发现：$t_m$、$t_s$均与$\Delta t$正相关，且$t_m$的影响系数高于$t_s$；$t_z$与$\Delta t$呈负相关，当$\frac{t_m}{t_z} > 2$时，$t_m$的影响系数远高于$t_z$。如图10所示，图中仅画出7条曲线。

综合3.3～3.5节所述，在海上进行全面搜索时，当搜索区域半径$R$大于某一数值$R_0$，采用本文方法比扩展方形搜索方法的搜索效率更高、需探测的次数更少、更节省时间，且$R$越大本文方法搜索效率越高。其中$R_0$的大小由探测次数、航程、转弯次数等因素决定，一般而言，当$\frac{t_m}{t_z} > 2$时，$R_0 = 3r$。

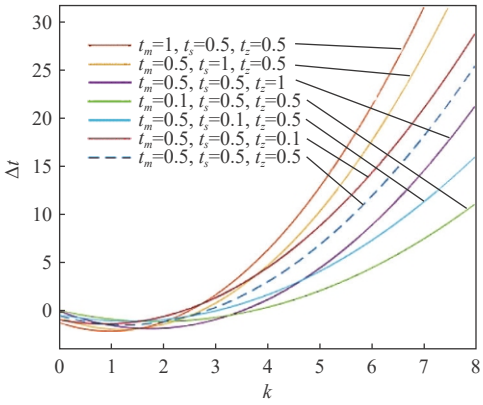



图 10　$t_m$、$t_s$、$t_z$对Δ$t$影响

Fig. 10　Effect of $t_m$、$t_s$、$t_z$ on Δ$t$

## 4　仿真分析

本文在考虑各因素的综合影响时，采用了离散函数连续化处理方法比较了 2 种搜索方法的搜索时间，但在实际应用过程中离散函数与连续函数会有一定的误差[18]，且在实际搜索过程中，被搜索对象可能为非静止物体，故须对静态目标与动态目标 2 类模型仿真分析，以检验理论模型是否正确，同时得到更为准确的搜索数据。

### 4.1　动态目标搜索仿真

检验 2 种搜索方法对动态目标搜索的探测次数、航程、搜索效能等指标。

#### 4.1.1　仿真条件设定

1）设定模型为反潜基线发现不明水下潜航物体，且某型反潜巡逻机投放若干被、主动声纳浮标将目标锁定在某一范围内，等待其他反潜直升机支援的搜潜过程。

2）搜索区域内有且仅有 1 艘潜艇，仅有 1 架带有吊放声纳的反潜直升机参与应召反潜，潜艇与反潜直升机运动相互独立。

3）搜索设备采用吊放声纳设备，当潜艇位于吊放声纳搜索半径内则认为发现目标，认定本次搜索过程成功，并立即停止搜索，记录对应探测次数、航程、搜索效能（搜索时间）。

4）若对搜索区域范围进行全覆盖搜索后没有发现目标，则认为本次搜索过程失败，并停止本次搜索，记录相应数据。

#### 4.1.2　仿真参数设定

设目标锁定在以反潜基线汇报位置为圆心，以 12 n mile（1 n mile=1 852 m）为半径的包围圈内，直升机巡航速度为300 km/h，完成单次声纳搜索时间为10 min（包含调整飞机姿态、收放换能器、水中探测等时间），潜艇以不超过$v_{qmax}$ = 18.52 km/h的航速在圈内随机逃窜，应召反潜机距发现目标位置 20 n mile，吊放声纳的战术作用距离为 2 n mile，风向正西，反潜直升机转弯时间可忽略不计。由以上数据可知：$s_0$ =37.04 km；$R$ = 22.224 km；$r$ = 3.704 km；$t_m$ = 0.166 7 h；$v_0$ = 300 km/h；$v_{qmax}$ = 18.52 km/h；$t_{s6}=\frac{\sqrt{3}r}{v_0}$ =0.021 4 h；$t_{s4}=\frac{\sqrt{2}r}{v_0}$ =0.017 5 h。

#### 4.1.3　仿真结果对比

用 MATLAB 对 2 种搜索方法搜潜效果分别进行仿真，搜索过程如图 11 所示（图中仅展示某次搜索航迹过程），其中红色实线代表需搜索区域范围，红色虚线圆代表吊放声纳作用范围，黑色实线代表反潜直升机航迹，蓝色实线代表潜艇运动轨迹。

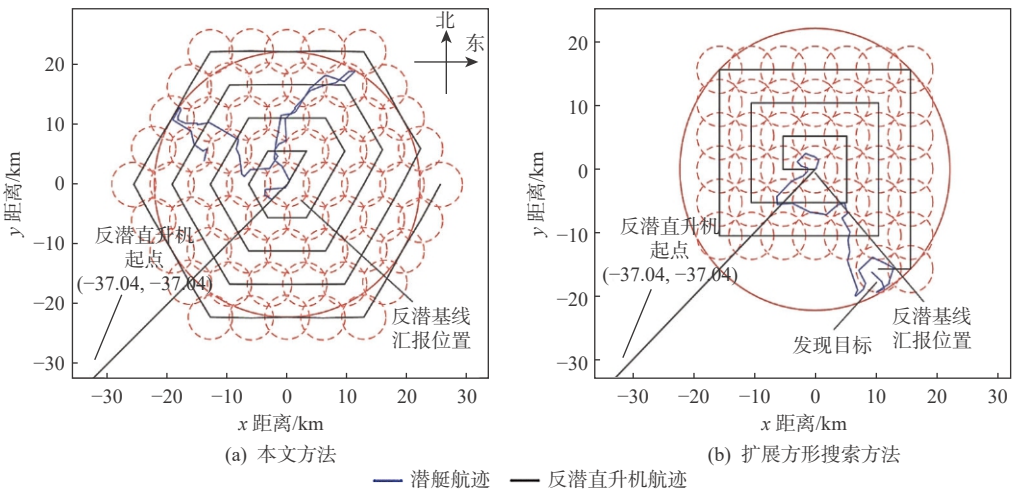



图 11　2 种搜索方法动态目标仿真

Fig. 11　Dynamic target simulation for both methods

分别用本文方法和扩展方形搜索方法对动态目标分别进行 10 000 次仿真，发现：本文方法成功发现目标 4 653 次，共计探测 68 585 次，平均探测 14.74 次发现目标，共计用时 12 900.84 h，平均需

2.77 h发现目标，共计航程410 156.78 km，平均需行进88.15 km发现目标；扩展方形搜索方法发现目标5 291次，共计探测98 928次，平均探测18.70次发现目标；共计用时18 218.58 h，平均需3.44 h发现目标；共计航程490 493.74 km，平均需行进92.70 km发现目标，如表3所示。

结合表3中的数据可以得出：在同等动态目标条件下，当$R>3r$时，本文方法发现目标所需平均探测次数、平均探测时间、平均航程明显优于扩展方形搜索方法，即本文方法对运动目标的搜索效能优于扩展方形搜索方法，其中，本文方法发现目标探测时间可缩短0.67 h以上。

**表3 动态目标搜索效能对比**

**Table 3 Dynamic target search performance comparison**

| 方法 | 平均探测次数/次 | 平均探测时间/h | 平均航程/km |
|---|---|---|---|
| 本文方法 | 14.74 | 2.77 | 88.15 |
| 扩展方形搜索方法 | 18.70 | 3.44 | 92.70 |

## 4.2 静态目标搜索仿真

检验2种搜索方法对静态目标搜索的探测次数、航程、转弯次数和搜索效能等指标。

4.2.1 *仿真条件设定：*

1）设定搜索模型为飞机海上失事后，飞参搜索人员对落水后的飞参“黑匣子”进行搜寻。

2）“黑匣子”落水后位置固定，完好无损，并以球面波形式对外发出固定频率声信号，各个方向信号无遮挡，声传播损失一致。

3）搜索海域海况良好，搜索时间充足，搜索范围内仅有1台飞参搜索设备参与工作，当“黑匣子”位于搜索设备搜索半径内则认为发现目标，结束本次搜索过程，并记录对应探测次数、航程、搜索效能（搜索时间）。

4.2.2 *仿真参数设定：*

设飞参“黑匣子”被锁定在以雷达信号消失点为圆心，半径为7 n mile圆形区域内，搜索设备探测半径为1.5 n mile，载有搜索设备的船只航速为37.04 km/h，单次转弯时间为5 min，单次探测时间为30 min，初始航程因不会对仿真造成影响故忽略不计，由以上数据可知：$R=12.964$ km；$r=2.778$ km；$t_m=0.5$ h；$t_z=0.083$ h；$v_0=37.04$ km/h；$t_{s6}=\dfrac{\sqrt{3}r}{v_0}=0.130$ h；$t_{s4}=\dfrac{\sqrt{2}r}{v_0}=0.106$ h。

4.2.3 *仿真结果对比*

仿真搜索过程如图12所示，其中红色实线表示需搜索区域范围，红色虚线圆表示探测设备探测范围，黑色实线表示探测设备航迹，“*”表示“黑匣子”位置。

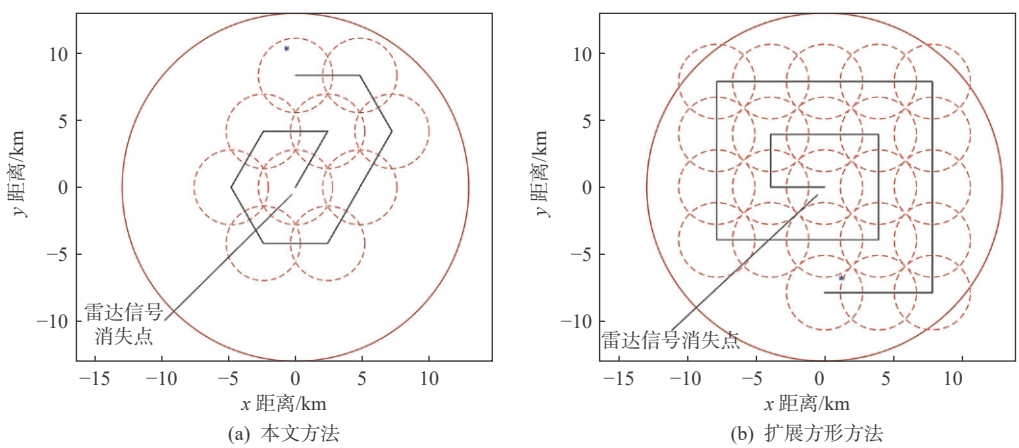



图12 2种方法静态目标仿真

Fig. 12 Static target simulation diagram for both methods

分别用本文方法和扩展方形搜索方法对静态目标进行10 000次仿真，发现：本文方法共计探测97 326次，平均探测9.73次发现目标，共计用时61 405.25 h，平均需6.14 h发现目标，共计航程420 181.03 km，平均需行进42.02 km发现目标；扩展方形搜索方法共计探测115 286次，平均探测11.53次发现目标；共计用时69 920.02 h，平均需6.99 h发现目标；共计航程413 635.56 km，平均需行进41.36 km发现目标，如表4所示。

同时结合表4中的数据可知，在同等静态目标条件下，当$R>3r$，$\dfrac{t_m}{t_z}>2$时，本文方法平均探测时间

**表4 静态目标搜索效能对比**

**Table 4 Static target search performance comparison**

| 方法 | 平均探测次数/次 | 平均搜索时间/h | 平均航程/km |
|---|---|---|---|
| 本文方法 | 9.73 | 6.14 | 42.02 |
| 扩展方形搜索方法 | 11.53 | 6.99 | 41.36 |

优于扩展方形搜索方法, 即本文方法对运动目标的搜索效能优于扩展方形搜索方法。

## 5 结　论

1) 通过理论推导的方式证明了当搜索区域大于某$R_0$值时, 本文方法的搜索效率明显高于扩展方形搜索方法, 其中$R_0$的大小为搜索设备探测半径的 3 倍。

2) 通过仿真的形式分别对动、静态目标进行了模拟分析, 发现当单次探测所用时间超过行进所用时间 2 倍时, 对比扩展方形搜索方法, 本文方法发现目标探测时间平均可缩短 0.67 h 以上。

### 参考文献（References）


[1] 吴芳, 吴铭, 杨日杰. 反潜机吊放声纳扩展螺旋线形搜潜建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1137-1141.
WU F, WU M, YANG R J. Building extended spirality searching model of dipping sonar of anti-submarine airplane[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1137-1141(in Chinese).

[2] SMITH T J. Two evaluative models for a family of submarine versus submarine expanding square search plans[D]. Monterey: Naval Postgraduate School Monterey CA, 1973.

[3] 张发强, 孙建华. 舰载直升机在护航编队中对海盗目标预警的使用研究[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(11): 7-9.
ZHANG F Q, SUN J H. Research on the service that the ship-board aircraft searching the viking targets in the escort formation[J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 30(11): 7-9(in Chinese).

[4] 艾兵, 杨睿. 直升机海上搜索航路辅助规划算法[J]. 电光与控制, 2017, 24(11): 91-94.
AI B, YANG R. An algorithm of auxiliary route planning for helicopter marine search[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(11): 91-94(in Chinese).

[5] 中国海上搜救中心. 国家海上搜救手册[M]. 大连: 大连海事大学出版社, 2011.
CHINA MRCC, National maritime SAR manual of China [M]. Dalian: Dalian Maritime University Press, 2011 (in Chinese).

[6] IMO/ICAO. International aeronautical and maritime search and rescue manual —Volume III mobile facilities: Doc 9731-3 [S]. London/Montreal : IMO/ICAO, 2003.

[7] KASYK L, PLESKACZ K, BUGAJSKI G. An analysis of discrepancies in search areas in a diagram of an expanding square search[J]. Zeszyty Naukowe Akademii Morskiej w Szczecinie, 2016, 45(117): 94-98.

[8] LIANG X D, LI L Y, WU J G, et al. Mobile robot path planning based on adaptive bacterial foraging algorithm[J]. Journal of Central South University, 2013, 20(12): 3391-3400.

[9] SILJANDER M, VENÄLÄINEN E, GOERLANDT F, et al. GIS-based cost distance modelling to support strategic maritime search and rescue planning: A feasibility study[J]. Applied Geography, 2015, 57: 54-70.

[10] YANG T T, JIANG Z, SUN R J, et al. Maritime search and rescue based on group mobile computing for unmanned aerial vehicles and unmanned surface vehicles[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2020, 16(12): 7700-7708.

[11] MATOS A, MARTINS A, DIAS A, et al. Multiple robot operations for maritime search and rescue in euRathlon 2015 competition[C]// OCEANS 2016 - Shanghai. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-7.

[12] AGBISSOH OTOTE D, LI B S, AI B, et al. A decision-making algorithm for maritime search and rescue plan[J]. Sustainability, 2019, 11(7): 2084.

[13] AKBARI A, PELOT R, EISELT H A. A modular capacitated multi-objective model for locating maritime search and rescue vessels[J]. Annals of Operations Research, 2018, 267(1-2): 3-28.

[14] 孙明太, 王涛, 赵绪明. 反潜直升机吊声搜潜效能的建模仿真[J]. 火力与指挥控制, 2005, 30(3): 33-36.
SUN M T, WANG T, ZHAO X M. Modeling and simulation the efficiency of the dipping sonar on the antisubmarine helicopter[J]. Fire Control & Command Control, 2005, 30(3): 33-36(in Chinese).

[15] 邱平. 海上最佳搜寻区域与搜寻方法的研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2006.
QIU P. A numerical study on the optimal search area and search patterns over sea[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2006 (in Chinese).

[16] AKBARI A, EISELT H A, PELOT R. A maritime search and rescue location analysis considering multiple criteria, with simulated demand[J]. INFOR:Information Systems and Operational Research, 2018, 56(1): 92-114.

[17] KERSHNER R. The number of circles covering a set[J]. American Journal of Mathematics, 1939, 61(3): 665.

[18] ONGGO B S, KARATAS M. Test-driven simulation modelling: A case study using agent-based maritime search-operation simulation[J]. European Journal of Operational Research, 2016, 254(2): 517-531.

# Expanding hexagon search method based on honeycomb structure

HAN Jikai*, YUAN Tao, LIU Zekun, HAO Xiyang, ZHANG Shijian

(Qingdao Campus of Naval Aviation University, Qingdao 266041, China)

**Abstract**: Maritime search, aviation anti-submarine, and other maritime activities often need to comprehensively search the target sea area. After studying the shortcomings of the expanding square search method, an expanding hexagon search method based on the cellular structure is proposed. A theoretical analysis of the two approaches' search effectiveness, detection times, needed range, and repeated search area is done. It is proved that when the radius of the target search area is greater than a certain value, the expanding hexagon search method is obviously better than the expanding square, and the calculation method of the value is given. The correctness of the theoretical analysis is verified by simulation.This results in a more effective search strategy for marine search jobs as well as a theoretical foundation and reference point for future unmanned automatic search.

**Keywords**: search efficiency; maritime search; dipping sonar for anti-submarine; simulation analysis; trajectory planning

**Received**: 2021-11-30; **Accepted**: 2022-03-05; **Published Online**: 2022-04-25 16:43

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220425.1037.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: hanjikai_hjhkdx@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0703

# 泡沫碳表面对高超声速边界层稳定性影响

王蔚彰[1]，赵瑞[1]，桂裕腾[2]，吴杰[2]，涂国华[3,*]

(1. 北京理工大学 宇航学院，北京 100081；2. 华中科技大学 航空航天学院，武汉 430074；
3. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点试验室，绵阳 621000)

**摘　　要**：高超声速边界层转捩会使壁面摩阻和热流显著增加，严重影响飞行器的性能。微孔隙表面在不明显改变平均流场的同时，能够有效抑制边界层转捩，具有较大的应用潜力。在马赫数为6的Ludwieg管风洞中研究泡沫碳孔隙材料对尖锥边界层中不稳定波的影响规律，试验结果表明：尖锥边界层存在明显的第2模态波，其特征频率随着流向位置增加而减小。相比于光滑表面，泡沫碳表面使不同流向位置上的第2模态波增长率均有明显下降，至少延长第2模态传播区域21.6%。此外，采用阻抗管测量泡沫碳表面的声学特性获取阻抗模型系数，并结合线性稳定性理论预测了泡沫碳表面扰动模态增长率，理论结果与试验结果变化趋势相同。

**关 键 词**：边界层稳定性；微孔隙表面；高超声速；风洞试验；线性稳定性理论
**中图分类号**：V211.3; O354.4
**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2741-09

高超声速飞行工况下，飞行器表面湍流区的气动加热远大于层流区，且热流峰值一般出现在流动转捩区，热载荷可达层流区的3倍。因此，延迟边界层转捩可显著降低飞行器表面的摩擦阻力和热流，从而增强高超声速飞行器的性能，提高飞行效率[1-3]。一般而言，高超声速飞行器使用尖前缘和尽量光滑的蒙皮表面可以抑制由粗糙元引起的旁路转捩及横流不稳定性，但无法控制由第1模态/第2模态诱发的转捩[4-5]。第1模态通常认为是一种“涡”模态，对应不可压缩边界层中Tollmien-Schlichting波。由于高超声速飞行器的冷壁效应，第1模态通常会被抑制，但会激发第2模态。因此，许多延迟转捩的研究集中在抑制第2模态不稳定波的增长[6]。第2模态及其高阶谐波通常被认为是一种声学模态，在壁面及相对声速线之间的区域反复膨胀压缩[7]。目前的转捩控制技术可分为主动与被动控制。其中主动控制技术如壁面吸/吹、加热/冷却和等离子体激励，由于需要在飞行器表面增设附加机构，很难应对高超声速飞行工况下严峻的气动力热环境，难以投入实际工程应用[8]。相比之下，被动控制技术，如粗糙元、波纹壁和微孔隙表面等，由于其机构设置简单，具有较好的实用前景。其中微孔隙表面在不明显改变平均流动的同时，可以通过孔内黏性来耗散吸收扰动波的能量，从而有效抑制第2模态，达到延迟转捩的目的，国内外对此已开展了大量研究。

在理论研究方面，Fedorov等[9]较早使用线性稳定性理论(linear stability theory, LST)证实微孔隙表面可以降低第2模态的增长率。Wartemann等[10]对马赫数为6的二维边界层流动进行了LST分析，发现微孔隙表面的抑制效果随着其孔深的增加而增加，但存在某一极限孔深，在此基础上继续增加孔深抑制效果几乎不变。涂国华等[11]利用LST分析了不同开孔率和孔半径对第2模态扰动波的影响，得到了抑制扰动增长的最优开孔率和孔半径。Fedorov等[12-13]对随机微结构的金属毡微孔隙表面

收稿日期：2021-11-22；录用日期：2022-01-07；网络出版时间：2022-02-15 15:40
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1724.011.html
*通信作者. E-mail：ghtu@skla.cardc.cn

引用格式：王蔚彰，赵瑞，桂裕腾，等. 泡沫碳表面对高超声速边界层稳定性影响[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2741-2749.
WANG W Z，ZHAO R，GUI Y T，et al. Stabilization effects of carbon foam surface on hypersonic boundary layers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2741-2749 (in Chinese).

进行了理论研究，指出微孔隙表面在抑制第2模态的同时会激发第1模态。Tian等[14]提出一种反向设计方法，在马赫数为4的平板边界层流动中有效抑制第2模态，同时不显著激发第1模态。文献[15-16]针对第1模态设计了微孔隙表面，实现了在单频和宽频下抑制第1模态且不明显激发第2模态的目的。

在直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)方面，Egorov等[17]使用圆形微孔隙表面声学阻抗模型作为壁面边界条件，通过DNS研究了高超声速平板、尖锥和压缩拐角的稳定性问题，结果表明微孔隙表面能够有效抑制第2模态，且微孔隙表面与光滑表面的连接处由于边界条件的不连续带来的端部效应影响在2～3个扰动波长范围内，在整体性能计算中可以忽略。Wang和Zhong[18-19]使用金属毡微孔隙表面声学阻抗模型作为壁面边界条件，研究了微孔隙表面铺设位置对第2模态的作用规律，结果表明当微孔隙表面铺设在S模态(慢模态)与F模态(快模态)同步点之前会激发第1模态，进而促进第2模态的发展；当微孔隙表面铺设在同步点之后则会有效抑制第2模态。Zhao等[20]考虑了相邻孔之间的干扰，提出了具有更高预测精度的规则微孔隙表面阻抗模型，并采用DNS详细分析了扰动与微结构相互作用演化过程[21-22]。

在风洞试验研究方面，Rasheed等[23]在GALCIT-T5高焓激波风洞中的试验证实微孔隙表面对转捩的抑制效果。Fedorov等[12]针对金属毡的试验研究发现，微孔隙表面在抑制第2模态的同时，会引发第1模态的不稳定性，并且该不稳定性随着壁面温度的下降而减弱。Chokani等[24]通过双谱分析研究了规则微孔隙表面对非线性阶段的影响，发现第2模态的谐波共振在微孔隙表面被明显抑制，相对于光滑表面，微孔隙表面上并未观测到明显的干扰模态。Maslov等[25]对金属毡表面进一步开展了风洞试验，并采用基于LST的$e^N$方法，以$N$=5为转捩判据预测转捩发生位置，与风洞试验结果一致。Wagner等[26]对碳碳复合材料(C-C)开展风洞试验研究，结果显示，C-C表面能够明显抑制高频扰动模态，并且在不同来流雷诺数下都有明显的转捩抑制能力。Lukashevich等[27]采用风洞试验研究了微孔隙表面的位置对第2模态的影响，发现当微孔隙表面放置于扰动模态同步点之前时，反而会促进第2模态的增长率，验证了Wang和Zhong[18-19]理论研究结果。Zhu等[28-29]对透气钢制成的裙锥进行风洞试验与稳定性分析，研究发现多孔表面对近壁区的扰动有抑制作用，改变了第2模态基本共振过程中扰动的空间分布特征，打破了锁相关系，抑制了基频斜波失稳，同时研究也发现多孔表面极大地抑制了高超声速边界层气动加热并推迟了转捩位置。

如上所述，国内外大量研究表明微孔隙材料能够有效抑制第2模态的增长，从而抑制高超声速边界层转捩。本文联合风洞试验手段与LST分析，研究泡沫碳孔隙表面对边界层不稳定波的影响规律。首先在马赫数为6的Ludwieg管风洞中，通过高频压电式传感器，获取泡沫碳孔隙表面不稳定波沿流向的特性，接着采用阻抗管与X射线显微仪测量泡沫碳材料的吸声系数与孔隙参数，标定泡沫碳表面的声学阻抗模型，最后采用LST计算各个流向位置不稳定波的增长率，并与试验结果进行对比分析。

## 1 试验设备

### 1.1 马赫数为6的Ludwieg管风洞

试验是在华中科技大学的直径为250 mm、马赫数为6的Ludwieg管风洞[30]中进行的，如图1所示，Ludwieg管风洞由储气段、快开阀、Laval喷管、试验段、扩张段和真空罐组成。储气段中含有高温高压空气，控制阀门下游的部分则通过真空泵抽成真空。当快速控制阀门打开的瞬间，由于高低压形成的压差作用，会产生一系列的非定常膨胀波向储气段的上游行进，当到达储气段末端时，再次被反射回来。与此同时，高压气体迅速向低压区域流动，经过喷管时进行膨胀扩张，形成风洞的启动激波；待启动激波通过试验段后，将形成所需的稳定

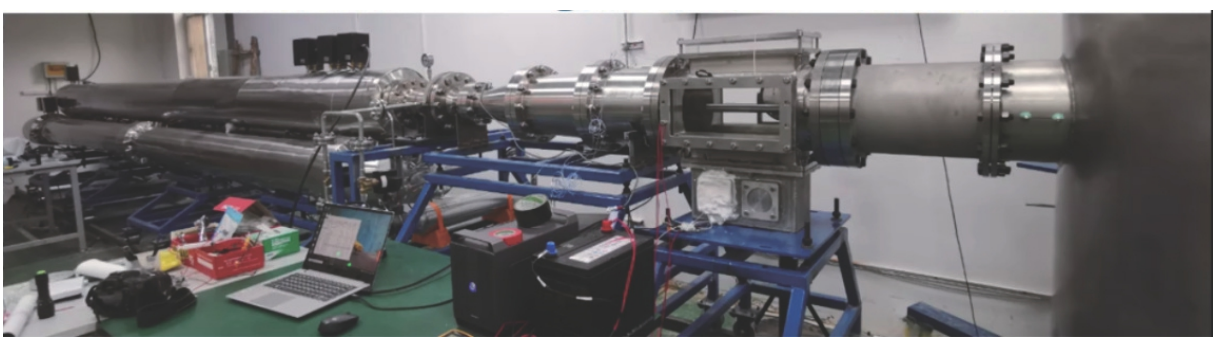


图1 Ludwieg管风洞

Fig. 1 Ludwieg wind tunnel

高超声速气流。当反射的膨胀波再次到达快开阀附近时, 阀门关闭, 风洞停止运行。关于 Ludwieg 管原理的更多细节可参考文献 [31]。在整个测量过程中, 储气段被加热到 400 K, 总压力保持在 0.6 MPa, 单位雷诺数 $Re_{unit}$ 约为 $7.3\times10^6$ m$^{-1}$, 该 Ludwieg 管的有效运行时间约为 100 ms, 模型壁面温度为 300 K。

在不同单位雷诺数的来流下, 采用皮托管对 Ludwieg 管风洞测量压力波动, 用压力波动除以平均滞止压力计算得到归一化压力波动 $P_{SPP}=P'_{rms}/P_0$ [30], 如图 2 所示, 在单位雷诺数为 $7.3\times10^6$ m$^{-1}$ 时, 归一化压力波动约为 0.016。

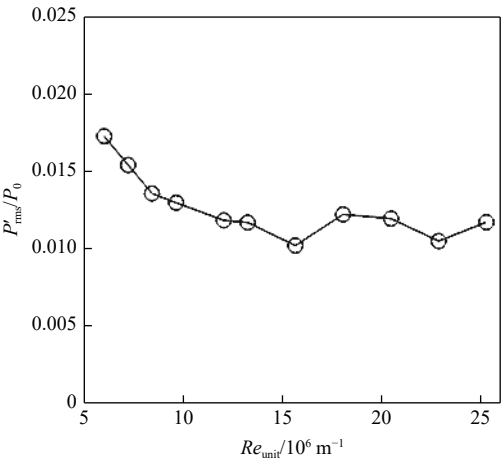



图 2　Ludwieg 管风洞的归一化压力波动

Fig. 2　Normalized pressure fluctuations in Ludwieg wind tunnel

## 1.2　试验模型

为研究光滑表面不稳定波的特性, 制备了一个 7°半锥角的尖锥模型, 模型整体采用不锈钢材质加工而成, 分为 4 节, 其中不同节之间可以同轴旋转, 尖锥前缘钝度为 50 μm, 长度为 65 mm, 整体长度为 400 mm。模型表面加工粗糙度 $R$=3.2。为了获取不稳定波沿着尖锥模型表面的流动特性, 将 6 枚高频压力传感器齐平安装在尖锥模型上, 具体分布位置如图 3 所示, 未明确标注的传感器与前一传感器间距均为 24.8 mm。

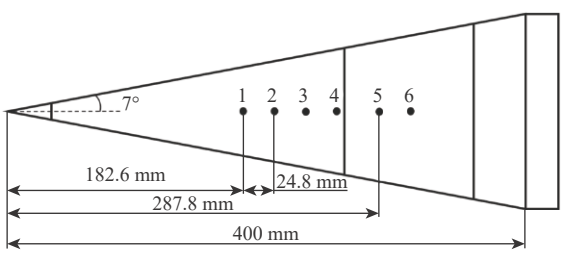



图 3　尖锥模型及测点位置

Fig. 3　Sharp cone model and measuring point location

为研究泡沫碳孔隙表面不稳定波的特性, 重新制备一个尺寸相同的尖锥模型, 在距离锥尖 $x$ = 160 mm 到 $x$ = 360 mm 的区域, 加工了深度为 1 mm 的凹腔。

## 1.3　泡沫碳材料

微孔隙表面采用的是由粉末烧结制成的泡沫碳材料, 内部有大量非规则孔隙结构, 具有孔隙率高、密度低、抗高温的特点。图 4 为张贴泡沫碳材料后的尖锥模型, 将厚度为 1 mm 的泡沫碳材料嵌入尖锥凹腔中。由于泡沫碳孔隙结构天然的不规则性, 需要通过试验手段对泡沫碳几何参数进行测试, 为其声学阻抗模型提供输入。采用 Zeiss Xradia520 高分辨率三维 X 射线显微分析仪对泡沫碳材料进行三维重构, 分辨率为 1.884 2 μm, 其微观三维结构如图 5 所示。

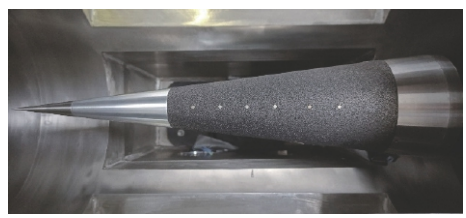


图 4　张贴泡沫碳材料后的尖锥模型

Fig. 4　Sharp cone model pasted with foamed carbon material

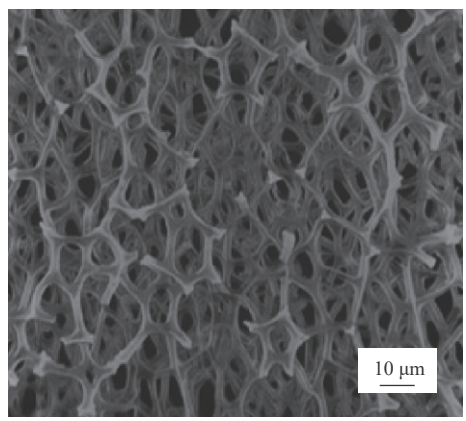



图 5　泡沫碳微观三维结构

Fig. 5　Microstructure of carbon foam

采用可视化软件对泡沫碳的微观三维结构进行阈值分割, 区分出孔隙与实体结构, 经统计分析, 得到如图 6 所示的泡沫碳材料孔隙直径分布。从中可以看出, 0～40 μm 直径大小的孔隙总计占比 68%, 其中 30～40 μm 的孔隙最多, 占比 31%。经统计得到孔隙平均直径为 37.9 μm。可以看到 0～10 μm 的孔隙占比也较高, 这部分认为是在灰度阈值设置时带来的误差, 使得部分像素点也被统计入内。

将泡沫碳材料分为 2 016 份切片, 将每个切片上的孔隙面积除以切片面积, 得到各个切片的孔隙率。图 7 为泡沫碳材料孔隙率分布, 每个切片即每个横截面上的孔隙率主要处在 0.76～0.86 之间, 统计各个切片得到该泡沫碳材料的平均孔隙率为 0.833。

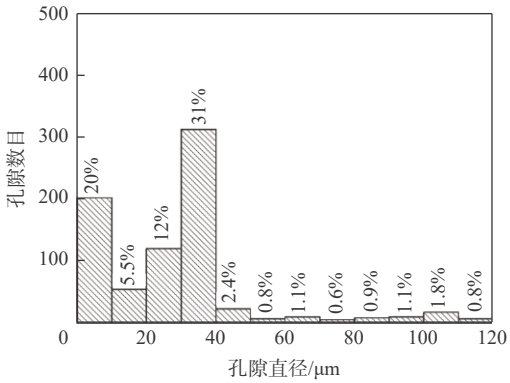



图 6 泡沫碳材料孔隙直径分布

Fig. 6 Pore diameter distribution of foamed carbon material

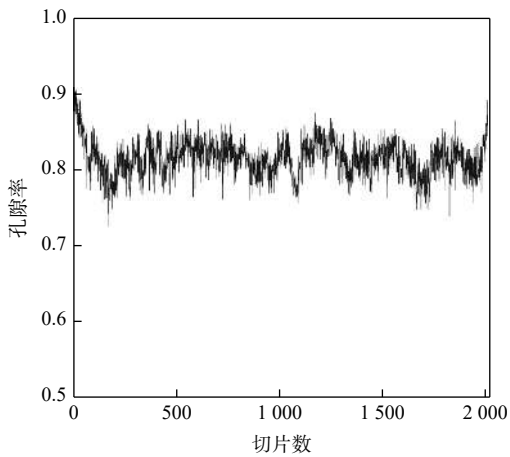



图 7 泡沫碳材料孔隙率分布

Fig. 7 Porosity distribution of foamed carbon material

## 2 试验结果分析

本次试验采用的是 PCB132B38 高频压电式传感器，压力测量分辨率为 7 Pa，有效动态响应范围为 10～1 000 kHz。所有传感器的输出信号由 Spectrum A/D 卡采集，采集系统垂直分辨率为 16 bit，为测量得到高频的边界层不稳定波，采样频率设置为 3 MHz。采用风洞稳定运行期间为 60 ms 左右的信号进行频谱分析及后处理。

时序信号 $S(t)$ 的傅里叶变换及功率谱密度（power spectral density，PSD）分别为

$$S(f)=\lim_{T\to\infty}\frac{1}{T}\int_{-1/2T}^{1/2T}S(t)\mathrm{e}^{-i2\pi ft}\mathrm{d}t \tag{1}$$

$$P(f)=E(S(f)S*(f)) \tag{2}$$

式中：$E$ 为期望值；$S(f)$ 为离散傅里叶变换，符号*表示复共轭；$T$ 为观测时间；$f$ 为频率。功率谱密度 $P(f)$ 计算使用 Weltch 方法，选取大小为 2 048 点的 Blackman 窗函数，重叠率为 75%，频率分辨率为 2.44 kHz。

图 8 为不同尖锥表面沿流向的功率谱密度，图 8(a)和图 8(b)分别为光滑与泡沫碳表面传感器测量所得的边界层扰动波沿流向的 PSD 分布。对于光滑表面而言（见图 8(a)），在 $x$ = 182.6 mm 处开始观察到不稳定波，其带宽为 200～350 kHz。沿着流向从 $x$ = 182.6 mm 到 $x$ = 207.4 mm，其幅值不断增加，而特征频率不断下降，从 $x$ = 182.6 mm 处的 200～350 kHz 下降到 $x$ = 257.0 mm 处的 150～300 kHz。Fedorov 等[12]在马赫数为 5.8，单位雷诺数为 $1.1\times10^7$ m$^{-1}$ 的尖锥边界层风洞试验中，观察到频带为 200～250 kHz 的第 2 模态波，因此，可以确定本文试验中测量到的不稳定波为第 2 模态波。从 $x$ = 207.4 mm 到 $x$ = 257.0 mm，第 2 模态波幅值不断减小，直到 $x$ = 257.0 mm 和 $x$ = 312.6 mm 时，可以观察到第 2 模态不稳定波的频谱特征逐渐消失。

对于泡沫碳表面（见图 8(b)），在 $x$ = 182.6 mm 处开始观察到不稳定波，其带宽为 200～320 kHz，而后所有测量位置均检测到了不稳定波。随着流向位置的增加，不稳定波的幅值逐渐增加，特征频率逐渐下降，与光滑表面不稳定波的规律相同。但是相较于光滑表面，不稳定波的幅值较小，表明泡沫碳表面明显抑制了第 2 模态。

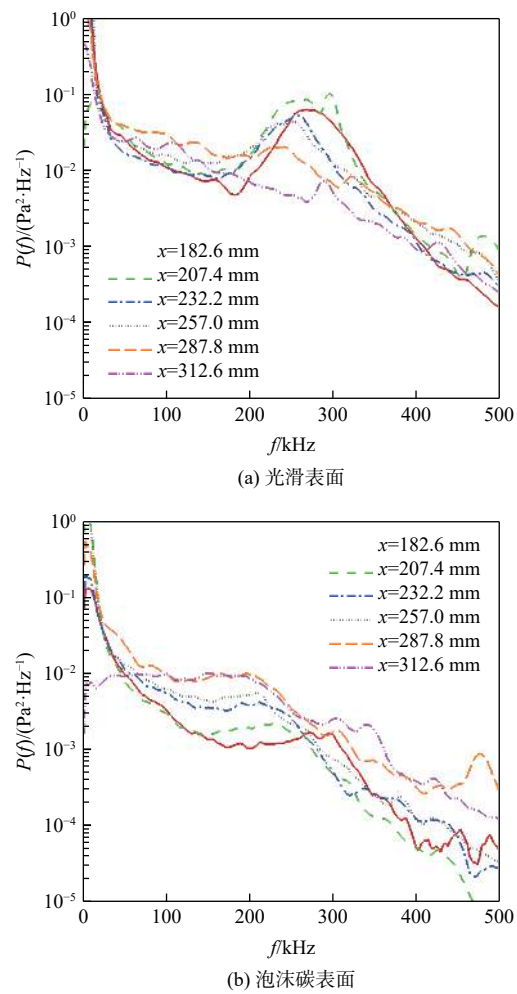
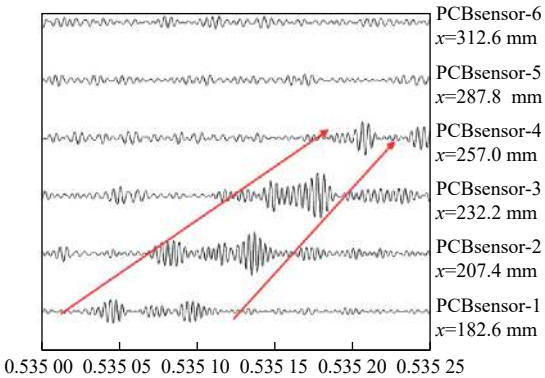


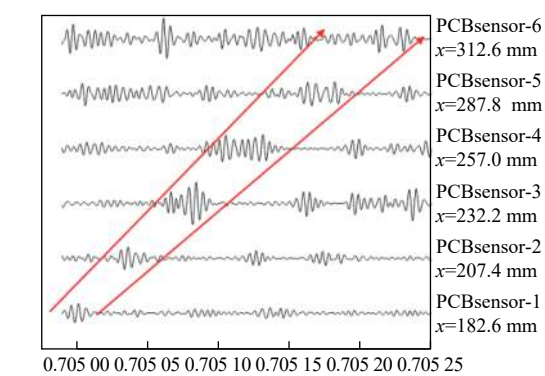

图 8 不同尖锥表面沿流向的功率谱密度

Fig. 8 Power spectral density along flow direction of different sharp cone surfaces

图 9 为第 2 模态波包传播情况, 基于频谱分析结果, 通过对光滑表面上不同测点位置的原始压力信号进行 150～350 kHz 的带宽滤波(PCBsensor-1～PCBsensor-6 表示不同测点位置所安装的压力传感器), 得到结果如图 9(a) 所示, 沿箭头方向可观察到在 $x$ = 182.6 mm 到$x$ = 257.0 mm 之间均有明显的第 2 模态波包, 波包幅值沿来流方向先增大后减小, 到 $x$ = 287.8 mm 之后第 2 模态波包逐渐消失。对泡沫碳表面上的原始压力信号进行 120～320 kHz 的带宽滤波, 得到结果如图 9(b) 所示, 沿箭头方向可观测在所有测点位置处均观察到第 2 模态波包, 且沿来流方向, 幅值逐渐增大, 在 $x$ = 257.0 mm 之后, 幅值开始逐渐减小, 到 $x$ = 312.6 mm 仍处于模态线性发展阶段。经上述分析, 光滑表面在 $x$ = 287.8 mm 处已无明显的第 2 模态波, 而泡沫碳表面直到 $x$ = 312.6 mm 处仍存在第 2 模态波, 表明泡沫碳表面至少延长第 2 模态传播区域 21.6%, 具有推迟转捩的作用。




(a) 光滑表面




(b) 泡沫碳表面

图 9　第 2 模态波包传播情况

Fig. 9　Propagation of the second model wave packet

进一步通过 PSD 中不稳定波的幅值可计算出沿流向的增长率。由于传感器测量点之间的距离较大, 是所研究不稳定波波长的数倍, 因此, 需假设相邻传感器之间($s_j$ 和 $s_{j+1}$)的增长率为常数, 则中间点 $s_{j+1/2}$ 处的增长率[32] 为

$$\sigma(f,s_{j+1/2})=\frac{\ln(A(f)_{j+1}/A(f)_j)}{s_{j+1}-s_j}=\frac{1}{2}\frac{\ln(P(f)_{j+1}/P(f)_j)}{s_{j+1}-s_j} \tag{3}$$

式中: $A$ 为不稳定波的幅值; $s_j$ 为第 $j$ 个传感器的位置; $\sigma$为不稳定波增长率, 正值表示不稳定波在增长。

图 10 为尖锥光滑与泡沫碳表面的增长率。整体来看, 随着流向位置增加, 光滑表面与泡沫碳表面的第 2 模态增长率峰值均呈减小趋势, 且特征频率逐渐前移。在 $x$ = 195.0 mm 时, 光滑表面最大增长率$\sigma$ = 31.1 m$^{-1}$, 特征频率为 220 kHz, 而泡沫碳表面的最大增长率减小至22.3 m$^{-1}$, 特征频率为 200 kHz。可以看出, 泡沫碳表面使得各个流向位置处的第 2 模态增长率明显减小, 特征频率出现前移。

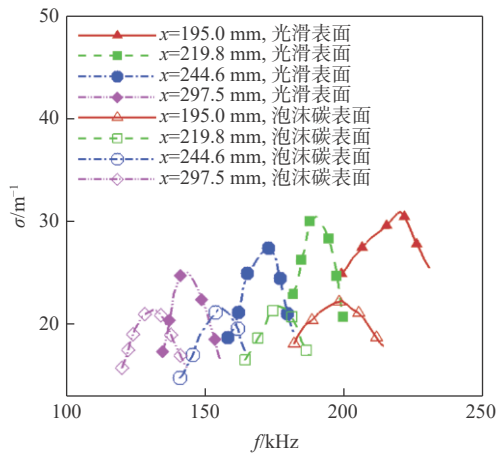



图 10　尖锥光滑与泡沫碳表面的增长率

Fig. 10　Growth rate between sharp cone smooth surface and foamed carbon surface

## 3　理论对比

### 3.1　线性稳定性理论

高超声速边界层中的不稳定性问题可以使用线性稳定性理论分析[33-34]。

在尖锥模型上采用贴体坐标系, 坐标 $x$ 和 $z$ 方向分别表示流向和展向, $y$ 方向垂直于尖锥表面, $u$、$v$、$w$ 分别为 $x$、$y$、$z$ 方向上的速度分量。可压缩黏性流体的雷诺平均 Navier-Stokes 方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\partial\rho}{\partial t}+\dfrac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i)=0\\ \rho\left(\dfrac{\partial v_i}{\partial t}+v_j\dfrac{\partial v_i}{\partial x_j}\right)=-\dfrac{\partial p}{\partial x_i}+\dfrac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda\dfrac{\partial v_k}{\partial x_k}\right)+\\ \qquad\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\dfrac{\partial v_i}{\partial x_j}+\dfrac{\partial v_j}{\partial x_i}\right)\right]\\ c_{\mathrm{p}}\left(\dfrac{\partial T}{\partial t}+v_i\dfrac{\partial T}{\partial x_i}\right)=\dfrac{\partial}{\partial x_i}\left(\kappa\dfrac{\partial T}{\partial x_i}\right)+\dfrac{\partial p}{\partial t}+v_i\dfrac{\partial p}{\partial x_i}+\\ \qquad\lambda\left(\dfrac{\partial v_i}{\partial x_i}\right)^2+\dfrac{\mu}{2}\left(\dfrac{\partial v_i}{\partial x_j}+\dfrac{\partial v_j}{\partial x_i}\right)^2\end{cases} \tag{4}$$

式中：$v_i$为 $i$ 方向上的速度分量；$\mu$为第 1 黏性系数；$\lambda$为第 2 黏性系数；$\kappa$为导热系数；$c_p$为比热容。遵循 Stokes 假设，$\lambda=-2\mu/3$。

理想气体状态方程为

$$p=\rho R_1 T_1 \tag{5}$$

式中：$\rho$为密度；$p$为压力；$T_1$为温度；$R_1$为理想气体常数。将瞬时量表示为平均量和扰动量之和：

$$\begin{cases} u=\overline{U}+u' \\ v=\overline{V}+v' \\ w=\overline{W}+w' \\ p=\overline{P}+p' \\ T=\overline{T}+T' \\ \rho=\overline{\rho}+\rho' \\ \mu=\overline{\mu}+\mu' \\ \lambda=\overline{\lambda}+\lambda' \\ \kappa=\overline{\kappa}+\kappa' \end{cases} \tag{6}$$

将式 (6) 代入式(4)和式(5)后，减去平均流量，并忽略非线性项，可推导出扰动的控制方程为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{C}_t\frac{\partial\boldsymbol{\phi}}{\partial t}+\boldsymbol{C}_x\frac{\partial\boldsymbol{\phi}}{\partial x}+\boldsymbol{C}_y\frac{\partial\boldsymbol{\phi}}{\partial y}+\boldsymbol{C}_z\frac{\partial\boldsymbol{\phi}}{\partial z}+\boldsymbol{C}_0\boldsymbol{\phi}= \\ \boldsymbol{C}_{xx}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial x^2}+\boldsymbol{C}_{xy}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial x\partial y}+\boldsymbol{C}_{yy}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial y^2}+ \\ \boldsymbol{C}_{xz}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial x\partial z}+\boldsymbol{C}_{yz}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial y\partial z}+\boldsymbol{C}_{zz}\frac{\partial^2\boldsymbol{\phi}}{\partial z^2} \end{aligned} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{\phi}=[u',v',p',T',w']^{\mathrm{T}}$为关于 $x$、$y$、$z$、$t$ 的扰动量；五阶矩阵$\boldsymbol{C}_i(i=t,x,y,z,0,xx,xy,yy,xz,yz,zz)$ 中的非零元素为平均流速和温度。

将小扰动$\boldsymbol{\phi}$表示为行波的形式：

$$\boldsymbol{\phi}(x,y,z,t)=\boldsymbol{\psi}(y)\mathrm{e}^{\mathrm{i}(\alpha x+\beta z-\omega t)} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{\psi}(y)=\left[\hat{u},\hat{v},\hat{p},\hat{T},\hat{w}\right]^{\mathrm{T}}$为关于 $y$ 的扰动量；$\alpha$为流向波数；$\beta$为展向波数；$\omega$为角频率。

基于平行流假设，将式 (8) 代入式 (7) 后，忽略流向的求导，因本文只考虑二维扰动，略去展向波数$\beta$与 $z$ 方向的速度扰动$\hat{w}$项，可简化为

$$\widehat{\boldsymbol{C}}_0+\widehat{\boldsymbol{C}}_y\frac{\partial\boldsymbol{\psi}}{\partial y}-\boldsymbol{C}_{yy}\frac{\partial^2\boldsymbol{\psi}}{\partial y^2}=0 \tag{9}$$

边界条件为

$$\begin{cases} y=0:\hat{u}=\hat{w}=\hat{T}=0,\hat{v}=\hat{p}/Z \\ y\to\infty:\hat{u}=\hat{v}=\hat{w}=\hat{T}=0 \end{cases} \tag{10}$$

式中：$Z$ 为泡沫碳表面的阻抗，阻抗为声压与声流量之比，表示声波在介质中传播时需要克服的阻力，其值取决于材料特性、孔隙参数及扰动参数等，对于光滑表面 $Z\to\infty$。联立式 (9) 和式 (10)，采用单域频谱配置方法[34]可求解得到流向波数$\alpha$，其虚部为$\alpha_i$，则扰动波的增长率$\sigma=-\alpha_i$，后文均采用$\sigma$表征扰动波的增长率。

### 3.2 泡沫碳声阻抗模型

Fedorov 等[9]提出微孔隙表面的阻抗 $Z$ 为

$$Z=-\frac{Z_0}{\phi_{\mathrm{n}}}\coth(\Lambda h) \tag{11}$$

式中：$\phi_{\mathrm{n}}$为孔隙率；$h$ 为微孔隙表面厚度；$Z_0$ 和 $\Lambda$ 分别为微孔隙表面的特征阻抗和传播常数，计算[12]如下：

$$\begin{cases} \tilde{\rho}=a_\infty\left[1+\dfrac{g(\lambda_1)}{\lambda_1}\right] \\ \tilde{C}=\gamma-\dfrac{\gamma-1}{1+g(\lambda_2)/\lambda_2} \\ g(\lambda)=\sqrt{1+\dfrac{4a_\infty\mu_{\mathrm{w}}^*\lambda}{\Xi^*\phi_{\mathrm{n}}r_p^{*2}}} \\ \lambda_1=-\mathrm{i}a_\infty\rho_{\mathrm{w}}^*\omega^*/(\varphi\Xi^*) \\ \lambda_2=4Pr\lambda_1 \\ \Lambda=-\dfrac{\mathrm{i}\omega M_{\mathrm{e}}}{\sqrt{T_{\mathrm{w}}}}\sqrt{\tilde{\rho}\tilde{C}} \\ Z_0=\dfrac{\sqrt{\tilde{\rho}/\tilde{C}}}{M_{\mathrm{e}}\sqrt{T_{\mathrm{w}}}} \end{cases}$$

其中：$\rho$和$C$分别为动力密度与动力压缩性系数；$\mu_{\mathrm{w}}^*$为动力黏性系数；$a_\infty$为孔隙介质弯曲度，又称为形状因子，代表动力黏性系数的高频渐进解；$\Xi^*$为流阻，通常由试验测量；*表示有量纲，下标 w 表示壁面处。

特征尺寸$r_p^*$可通过孔隙率与流阻计算：

$$r_p^*=S_{\mathrm{h}}\sqrt{\frac{8\mu a_\infty}{\Xi^*\phi_{\mathrm{n}}}} \tag{12}$$

式中：$S_{\mathrm{h}}$为形状参数，由于泡沫碳材料孔隙结构近似为球体，文中计算取 $S_{\mathrm{h}}$=1。进一步通过泡沫碳表面的阻抗计算出吸声系数 $K_{\mathrm{a}}$：

$$K_{\mathrm{a}}=1-|R_{\mathrm{ref}}|^2 \tag{13}$$

$$R_{\mathrm{ref}}=\frac{Ma_{\mathrm{e}}\sqrt{T_{\mathrm{w}}}+A}{Ma_{\mathrm{e}}\sqrt{T_{\mathrm{w}}}-A} \tag{14}$$

式中：$R_{\mathrm{ref}}$为反射系数；$Ma_{\mathrm{e}}$为边界层外缘马赫数；$A$ 为导纳，即阻抗 $Z$ 的导数。

由于泡沫碳材料的阻抗模型存在经验参数，如流动阻抗，因此，无法确定已有文献中的经验参数是否适用，需要通过阻抗管测量泡沫碳材料的吸声系数进行标定。本试验中阻抗管的测量范围为 0～6.4 kHz，检测方法为 GB/T 18696.2-2002 传递函数法[35]。图 11 为测试原理示意图，在阻抗管一侧连接声源，另一侧安装测试样品泡沫碳材料、声源产生宽带稳态随机声波，以平面波的方式在管中传播，到达泡沫碳表面后被反射，通过测试阻抗管内 2 个传声器位置上的声压，然后根据 2 个传声器的

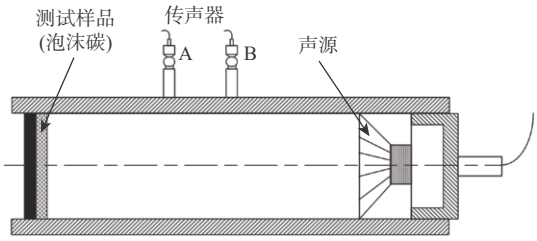



图 11　测试原理示意图

Fig. 11　Schematic diagram of test principle

位置距离计算传递函数来确定声反射系数, 从而计算得出泡沫碳材料的吸声系数。

本文采用的阻抗管如图 12 所示, 分为大管和小管, 大管的内径为 100 mm, 可测试频率范围为 50～1.6 kHz; 小管内径为 30 mm, 可测试频率范围为 0.5～6.4 kHz。将大小管在重叠的频率范围内测得的结果进行平均处理。

图 12　阻抗管

Fig. 12　Impedance tube

图 13 泡沫碳材料吸声系数, 当标定此泡沫碳材料的流阻 $\Xi^*$= 0.12 MPa·s·m$^{-2}$ 时, 理论计算与试验测量结果吻合较好。泡沫碳材料的流阻与金属毡(Felt-metal)[12] 更接近, 而与碳碳陶瓷材料(Carbon-carbon)[36] 相差较多, 认为是由于泡沫碳材料的孔隙率与金属毡更为接近。当吸声系数在 0～3 kHz 之间时, 试验值略有偏高, 在 3～6.4 kHz 之间时, 两

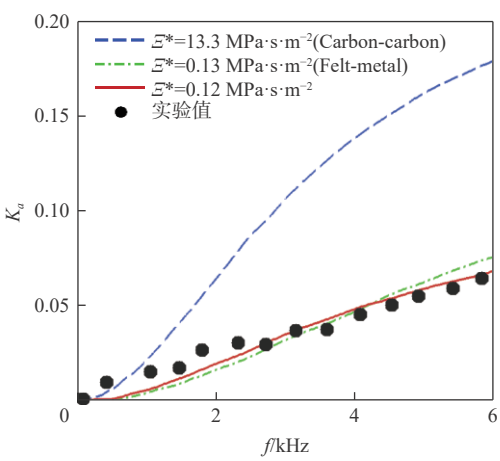



图 13　泡沫碳材料吸声系数

Fig. 13　Sound absorption coefficient of carbon foam materials

者吻合较好, 认为阻抗计算式较好的反映了泡沫碳材料表面的吸声特性[12]。

### 3.3　结果对比分析

使用 LST 计算光滑表面与泡沫碳表面的不同流向位置增长率, 并与安装在模型表面的 PCB 所测得的增长率相比较。由于在靠后的流向位置处, 边界层扰动可能会受到非线性阶段的影响, 故采用前 2 枚传感器的试验数据计算 $x$ = 195 mm 处的增长率。图 14 为 LST 与 PCB 测量数据, 绘制了泡沫碳表面及光滑表面 $x$ = 195 mm 处 PCB 所测得的第 2 模态波的增长率。对于光滑表面, LST 计算出的特征频率与试验结果基本吻合, 但增长率比试验值略高, 且第 2 模态对应的频率范围要比试验测量有所减小; 对于泡沫碳表面, 相比于试验结果, LST 计算所得增长率与试验值变化趋势相同, 但对应特征频率整体向前偏移约 20 kHz, 认为产生该部分的差异主要有 2 个原因: ①根据试验结果计算增长率时, 由于传感器测量点之间的距离较大, 是所研究不稳定波波长的数倍, 因此, 需假设相邻传感器之间的增长率为常数[32], 从而导致计算结果会存在一定误差; ②LST 计算过程中引入的孔隙参数为经三维 X 射线显微分析仪测量后统计分析得到的平均孔径与孔隙率, 与真实的具有非规则结构的泡沫碳材料存在一定误差。

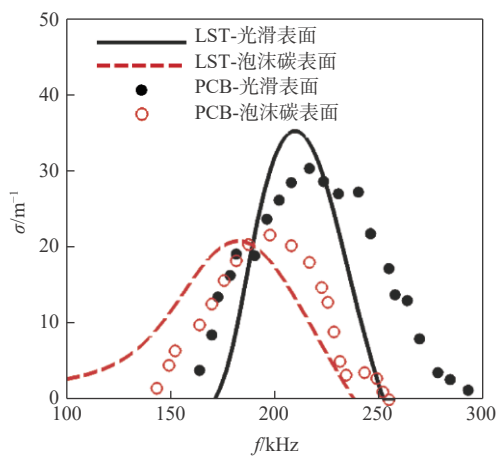



图 14　LST 与 PCB 测量数据

Fig. 14　LST and PCB measurements

## 4　结　论

1) 在光滑表面上, 从 $x$ = 182.6 mm 处开始观察到明显的第 2 模态波, 到 $x$ = 287.8 mm 时, 第 2 模态波的频谱特征逐渐消失, 而泡沫碳表面在各个流向位置均可观察到第 2 模态波, 表明泡沫碳材料至少延长了第 2 模态传播区域 21.6%, 具有延迟转捩作用。

2) 相比于光滑表面, 泡沫碳表面使各个流向位置处的第 2 模态波增长率均明显下降, 特征频率前移。

3）采用阻抗管测量泡沫碳的吸声系数，标定泡沫碳表面的流阻$\Xi^* = 0.12\ \mathrm{MPa\cdot s\cdot m^{-2}}$，此时阻抗计算式较好地反映了泡沫碳表面的吸声特性。

4）在$x = 195$ mm处，光滑表面与泡沫碳表面的LST计算结果与试验结果中不稳定模态的增长率变化趋势相同。

## 参考文献（References）


[1] FEDOROV A. Transition and stability of high-speed boundary layers[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 43: 79-95.

[2] 李锋, 解少飞, 毕志献, 等. 超高速飞行器中若干气动难题的实验研究[J]. 现代防御技术, 2014, 42 (5): 1-7.
LI F, XIE S F, BI Z X, et al. Experimental study of several on aerodynamic problems on hypersonic vehicles[J]. Moderm Defence Technology, 2014, 42 (5): 1-7(in Chinese).

[3] 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 311-337.
CHEN J Q, TU G H, ZHANG Y F, et al. Hypersnonic boundary layer transition: What we know, where shall we go[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 311-337(in Chinese).

[4] SCHNEIDER S P. Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(1-2): 1-50.

[5] WEIHS H, LONGO J, TURNER J. The sharp edge flight experiment SHEFEX II, a mission overview and status[C]//Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2008.

[6] MACK L M. Boundary-layer linear stability theory. Special course on stability and transition of laminar flow advisory group for aerospace research and development: N84-33757 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1984: 23-34.

[7] MORKOVIN M V. Transition at hypersonic speeds: NASA-CR-178315[R]. Washington, D. C. : NASA, 1987.

[8] KIMMEL R. Aspects of hypersonic boundary layer transition control[C]//Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.

[9] FEDOROV A V, MALMUTH N D, RASHEED A, et al. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(4): 605-610.

[10] WARTEMANN V, LÜDEKE H, SANDHAM N. Stability analysis of hypersonic boundary layer flow over microporous surfaces[C]//Proceedings of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2009.

[11] 涂国华, 陈坚强, 袁先旭, 等. 多孔表面抑制第二模态失稳的最优开孔率和孔半径分析[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 273-278.
TU G H, CHEN J Q, YUAN X X, et al. Optimal porosity and pore radius of porous surfaces for damping the second-mode instability[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 273-278(in Chinese).

[12] FEDOROV A, SHIPLYUK A, MASLOV A, et al. Stabilization of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 479: 99-124.

[13] TRITARELLI R C, LELE S K, FEDOROV A. Stabilization of a hypersonic boundary layer using a felt-metal porous coating[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 769: 729-739.

[14] TIAN X, ZHAO R, LONG T, et al. Reverse design of ultrasonic absorptive coating for the stabilization of mack modes[J]. AIAA Journal, 2019, 57(6): 2264-2269.

[15] 赵瑞, 严昊, 席柯, 等. 声学超表面抑制第一模态研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 104-112.
ZHAO R, YAN H, XI K, et al. Research on acoustic metasurfaces for the suppression of the first mode[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 104-112(in Chinese).

[16] 王蔚彰, 孔维萱, 严昊, 等. 声学超表面抑制高速边界层内宽频不稳定模态研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(2): 388-396.
WANG W Z, KONG W X, YAN H, et al. Acoustic metasurfaces for stabilization of broadband unstable modes in high speed boundary layer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(2): 388-396(in Chinese).

[17] EGOROV I V, FEDOROV A V, SOUDAKOV V G. Receptivity of a hypersonic boundary layer over a flat plate with a porous coating[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2008, 601: 165-187.

[18] WANG X W, ZHONG X L. Numerical Simulations on mode S growth over feltmetal and regular porous coatings of a Mach 5.92 flow[C]//Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2011.

[19] WANG X W, ZHONG X L. The stabilization of a hypersonic boundary layer using local sections of porous coating[J]. Physics of Fluids, 2012, 24(3): 034105.

[20] ZHAO R, LIU T, WEN C Y, et al. Theoretical modeling and optimization of porous coating for hypersonic laminar flow control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 2942-2946.

[21] ZHAO R, ZHANG X X, WEN C Y. Theoretical modeling of porous coatings with simple microstructures for hypersonic boundary-layer stabilization[J]. AIAA Journal, 2020, 58(2): 981-986.

[22] ZHAO R, WEN C Y, LONG T H, et al. Spatial direct numerical simulation of the hypersonic boundary-layer stabilization using porous coatings[J]. AIAA Journal, 2019, 57(11): 5061-5065.

[23] RASHEED A, HORNUNG H G, FEDOROV A V, et al. Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface[J]. AIAA Journal, 2002, 40: 481-489.

[24] CHOKANI N, BOUNTIN D A, SHIPLYUK A N, et al. Nonlinear aspects of hypersonic boundary-layer stability on a porous surface[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1): 149-155.

[25] MASLOV A, SHIPLYUK A, SIDORENKO A, et al. Hypersonic laminar flow control using a porous coating of random microstructure[C]//Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[26] WAGNER A, KUHN M, SCHRAMM J M, et al. Experiments on passive hypersonic boundary layer control using ultrasonically absorptive carbon-carbon material with random microstructure[J]. Experiments in Fluids, 2013, 54(10): 1606.

[27] LUKASHEVICH S V, MOROZOV S O, SHIPLYUK A N. Experimental study of the effect of a passive porous coating on disturbances in a hypersonic boundary layer 2. Effect of the porous coat-

ing location[J]. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2016, 57(5): 873-878.

[28] ZHU W K, SHI M T, ZHU Y D, et al. Experimental study of hypersonic boundary layer transition on a permeable wall of a flared cone[J]. Physics of Fluids, 2020, 32(1): 011701.

[29] ZHU W K, CHEN X, ZHU Y D, et al. Nonlinear interactions in the hypersonic boundary layer on the permeable wall[J]. Physics of Fluids, 2020, 32(10): 104110.

[30] 赵家权, 司马学昊, 黄冉冉, 等. 一种采用双弯管储气段布局的高超声速Ludwieg管设计[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(4): 90-100.
ZHAO J Q, SIMA X H, HUANG R R, et al. Design of a hypersonic Ludwieg tunnel with a double-bent storage tube[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(4): 90-100(in Chinese).

[31] LUDWIEG H. The tubular wind tunnel[J]. Journal of Flight Sciences, 1955, 3(7): 206-216.

[32] MARINEAU E C, MORARU G C, LEWIS D R, et al. Mach 10 boundary layer transition experiments on sharp and blunted cones [C]//Proceedings of the 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2014.

[33] MACK L M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary- layer transition[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 278-289.

[34] MALIK M R. Numerical methods for hypersonic boundary layer stability[J]. Journal of Computational Physics, 1990, 86(2): 376-413.

[35] 全国声学标准化技术委员会. 声学阻抗管中吸声系数和声阻抗的测量 第2部分: 传递函数法: GB/T 18696.2-2002[S]. 北京: 国家质量监督检验检疫总局, 2002.
The National Technical Committee for Acoustics Standardization. Acoustics-measurement of sound absorption coefficient and impedance in impedance tubes-Part 2: Transfer-function method: GB/T 18696.2-2002 [S]. Beijing: General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, 2002 (in Chinese).

[36] WAGNER A. Passive hypersonic boundary layer transition control using ultrasonically absorptive carbon−carbon ceramic with random microstructure[D]. Belgium: Katholieke Universiteit Leuven, 2014.

# Stabilization effects of carbon foam surface on hypersonic boundary layers

WANG Weizhang[1], ZHAO Rui[1], GUI Yuteng[2], WU Jie[2], TU Guohua[3,*]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
3. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract**: Hypersonic boundary-layer transition generates a significant increase in skin friction and heat flux, which leads to severe restrictions on the performance of hypersonic vehicles. Micropore surfaces have a significant deal of potential for application since they can successfully prevent boundary layer transition without clearly altering the average flow field.The effects of carbon foam material on unstable modes in hypersonic boundary-layer are studied in Mach 6 Ludwieg wind tunnel, the experimental results indicate that there exists an obvious second mode wave in the boundary layer, and its characteristic frequency decreases downstream. The carbon foam surface, when compared to a smooth surface, at various streamwise positions retards the formation of the second mode wave and increases the second mode propagation area by at least 21.6%. In addition, the impedance tube is used to measure the acoustic characteristics of the carbon foam surface to obtain impedance model coefficients. The linear stability theory is used to predict the growth rate of disturbance mode on the carbon foam surface, and the theoretical results have the same trend as the experimental results.

**Keywords**: boundary-layer stability; micro-pores surfaces; hypersonic flow; wind tunnel experiments; linear stability theory

**Received**: 2021-11-22; **Accepted**: 2022-01-07; **Published Online**: 2022-02-15 15:40
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1724.011.html

* **Corresponding author**. E-mail: ghtu@skla.cardc.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0715

# 基于改进长短时记忆网络的地面空调能耗预测

周璇，林家泉*

(中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300)

**摘 要**：在机场运行管理中，地面空调是对飞机客舱进行降温除湿的主要设备，准确预测出其在工作过程中的耗电量对于建设绿色机场具有重要意义。地面空调能耗受多维因素的影响，为提高预测精度，提出一种基于改进双向长短时记忆（BiLSTM）神经网络的飞机地面空调能耗预测方法。所提方法使用BiLSTM神经网络和注意力机制构造模型的预测部分，可以充分挖掘和利用数据中的时间序列特征；并以预测精度最优为指标，提出一种基于改进蚁狮优化（IALO）算法的超参数优化算法，与标准蚁狮优化算法相比，改进蚁狮优化算法在随机游走空间缩小机制中改进了收缩因子并赋予收缩系数一定的随机性，同时引入普通蚁狮权重系数动态调整机制，提高所提算法的收敛速度及寻优能力。在实际数据集上进行仿真可知，所提方法预测结果的均方误差为6.045，平均绝对百分比误差为0.928%，决定系数为0.956。通过与其他多种预测方法比较，充分证明所提方法具有准确度高、适应性强等优点。

**关 键 词**：地面空调；能耗预测；双向长短时记忆神经网络；注意力机制；蚁狮优化
**中图分类号**：V351.3
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2750-11

近些年来，中国政府正在大力推进绿色减排技术的研发及推广，并将“双碳”战略写进国家规划。为响应国家号召，中国民用航空局提出建设绿色机场，包括资源节约、运行高效、低碳减排等内容，建设绿色机场离不开对机场设备智慧化、绿色化的研究。为减少使用高污染、高价格的航空煤油，航空公司主要使用地面空调设备替代机载空调对停靠在地面的飞机进行通风、降温和除湿。准确预测飞机地面空调能耗，可以为机场控制能源消耗、合理分配电力资源提供科学的参考，满足高效、节能及保证客舱热舒适性等需求。

目前，关于地面空调能耗预测的研究主要是利用神经网络建立输入与输出之间的映射关系，假设该映射关系在未知数据集上仍然成立，将未知数据集的输入代入映射关系中，得到的输出即为预测结果。王修岩等[1]使用小波神经网络对飞机地面空调能耗进行预测，利用珊瑚礁和粒子群联合算法优化模型中的超参数；林家泉等[2]提出一种基于改进粒子群优化（improved particle swarm optimization, IPSO）Elman模型的飞机地面空调能耗预测方法。文献[1-2]关于飞机地面空调能耗预测的研究具有一定的价值，但未能有效利用数据中的时间规律，使用的模型也较为简单，预测精度仍有提升的空间。文献[3-4]提出长短时记忆(long short-term memory, LSTM)神经网络，其可对流动的信息进行选择性的添加或删除，LSTM神经网络及其变体是目前在时间序列预测问题研究中应用最广泛最有效的模型之一，史亚菲等[5]提出一种基于LSTM神经网络的时间触发以太网（time-triggered ethernet, TTE）网络约束流量预测方法，Cui等[6]使用LSTM

**收稿日期**：2021-11-30；**录用日期**：2022-03-11；**网络出版时间**：2022-03-18 15:35
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1654.002.html
**基金项目**：工业和信息化部民机专项 (2020020306)
*通信作者. E-mail：jqlin@cauc.edu.cn

*引用格式：周璇，林家泉. 基于改进长短时记忆网络的地面空调能耗预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2750-2760.*
*ZHOU X，LIN J Q. Prediction of ground air conditioner energy consumption based on improved long short-term memory neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2750-2760（in Chinese）.*

神经网络预测电力负荷, 文献 [3-6] 在预测精度上有一定的提升, 但忽视了 LSTM 神经网络的 3 点不足。首先, LSTM 神经网络只能挖掘来自过去的时间序列特征, 所以有学者使用 2 个方向相反的 LSTM 神经网络组成双向长短时记忆 (Bi-directional long short-term memory, BiLSTM) 神经网络, 并将其应用在时间序列预测领域中。文献 [7-8] 表明: 与单层 LSTM 模型相比, BiLSTM 神经网络能够对数据进行更多的训练, 通过挖掘更多的时间序列特征来提高预测精度。其次, LSTM 神经网络无法区分时间序列特征的重要程度, 容易遗漏重要特征。针对该问题, 众多学者在预测模型中添加注意力机制 (attention mechanism, AM)[9-11] 来提高预测精度, 注意力机制是一种通过赋予特征不同的权重来优化资源分配、改善预测结果的机制。最后, LSTM 神经网络的预测精度与超参数的配置有很大的关系, 尤其是含有多超参数的模型, 只有配置合适的超参数组合才可以充分发挥模型的预测性能。对于搜索范围较大的超参数, 手动或暴力调参存在计算成本高、耗费时间长等问题[12-13], 于是有学者使用群智能优化算法提高超参数寻优的效率, 龙远等[14] 使用粒子群优化 (particle swarm optimization, PSO) 算法优化反向传播 (back propagation, BP) 神经网络, 通过仿真证明 PSO-BP 模型在平流层风场短期快速预测问题上有效, 但 PSO 算法存在调节参数多的问题, 会带来新的调参问题; Yuan 等[15] 使用蚁狮优化 (ant lion optimizer, ALO) 算法优化 LSTM 神经网络的隐层神经元数量及学习率, 并通过预测月度径流证明 LSTM-ALO 模型具有预测精度高的优点, 但该模型仅考虑超参数少的情形, 对于超参数数量多、搜索空间复杂的问题, 需要更进一步的研究。

结合上述分析, 本文提出一种可用于地面空调能耗预测的融合改进蚁狮优化算法和注意力机制的双向长短时记忆 (improved ant lion optimizer-attention mechanism-Bi-directional long short-term memory, IALO-AM-BiLSTM) 神经网络模型。该模型分为预测部分和超参数优化部分, 预测部分先利用 BiLSTM 神经网络充分挖掘数据的双向时间序列特征, 然后通过注意力机制突出重要特征对预测结果的影响; 超参数优化部分使用所提出的改进蚁狮优化 (improved ant lion optimizer, IALO) 算法寻找使预测结果最优的超参数组合。采用中国东部某机场夏季地面空调设备工作的能耗数据作为数据样本, 将 IALO-AM-BiLSTM 模型与 BP、LSTM、BiLSTM、AM-BiLSTM、PSO-AM-BiLSTM、ALO-AM-BiLSTM 等多种模型进行对比, 仿真结果表明, IALO-AM-BiLSTM 模型在预测精度和拟合优度上都具有显著的优势。

# 1　相关理论

## 1.1　双向长短时记忆神经网络

LSTM 神经网络是由许多重复的基本单元组成的链式结构, 基本单元具有长期状态 $\boldsymbol{c}_t$、短期状态 $\boldsymbol{h}_t$ 这 2 个状态, 以及输入门、遗忘门和输出门 3 个门结构, 通过 3 个门的计算可以删除或增加信息到基本单元状态, 基本单元的结构如图 1 所示[3], 具体运算过程如式 (1)～式 (6) 所示[3]。

$$\boldsymbol{f}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{f}}\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{f}}) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{i}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{i}}\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{i}}) \tag{2}$$

$$\tilde{\boldsymbol{c}}_t=\tanh(\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{c}}) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{c}_t=\boldsymbol{f}_t\cdot\boldsymbol{c}_{t-1}+\boldsymbol{i}_t\cdot\tilde{\boldsymbol{c}}_t \tag{4}$$

$$\boldsymbol{o}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{o}}\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{o}}) \tag{5}$$

$$\boldsymbol{h}_t=\boldsymbol{o}_t\cdot\tanh(\boldsymbol{c}_t) \tag{6}$$

式中: $[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]$ 为上一时刻输出 $\boldsymbol{h}_{t-1}$ 和当前时刻输入 $\boldsymbol{x}_t$ 的拼接向量; $\boldsymbol{W}_{\mathrm{f}}$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{i}}$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{o}}$ 分别为遗忘门、输入门、基本单元状态、输出门的权重矩阵; $\boldsymbol{b}_{\mathrm{f}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{i}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{o}}$ 分别为遗忘门、输入门、基本单元状态、输出门的偏置项; $\sigma(\,)$ 为 Sigmoid 激活函数; tanh( ) 为 tanh 激活函数。

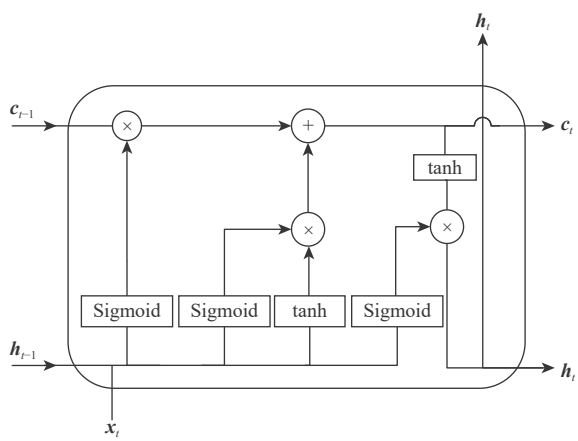



图 1　LSTM 基本单元结构

Fig. 1　Structure of LSTM basic unit

BiLSTM 神经网络是由 2 个方向相反的 LSTM 神经网络组合而成, 结构如图 2 所示[16], 其中将前向 LSTM 神经网络记作 LSTM1, 后向 LSTM 神经网络记作 LSTM2。

这 2 个 LSTM 神经网络具有相同的网络结构和不同的权重矩阵、偏置项, 每个时刻都会计算出前向 LSTM1 的输出 $\boldsymbol{h}_t^1$ 和来自后向 LSTM2 的输出 $\boldsymbol{h}_t^2$, 将 $\boldsymbol{h}_t^1$ 和 $\boldsymbol{h}_t^2$ 结合起来便得到了 BiLSTM 的输出 $\boldsymbol{y}_t$,

其数学表达式为[16]

$$\boldsymbol{h}_t^1 = f\left(\boldsymbol{\omega}^1 \cdot \left[\boldsymbol{h}_t^1, \boldsymbol{x}_t\right] + \boldsymbol{b}^1\right) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{h}_t^2 = f\left(\boldsymbol{\omega}^2 \cdot \left[\boldsymbol{h}_{t-1}^2, \boldsymbol{x}_t\right] + \boldsymbol{b}^2\right) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{y}_t = g\left(\boldsymbol{v} \cdot \left[\boldsymbol{h}_t^1, \boldsymbol{h}_t^2\right] + \boldsymbol{c}\right) \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}^1$和$\boldsymbol{b}^1$分别为LSTM1的权重矩阵和偏置项；$\boldsymbol{\omega}^2$和$\boldsymbol{b}^2$分别为LSTM2的权重矩阵和偏置项；$\boldsymbol{v}$和$\boldsymbol{c}$分别为计算输出的权重矩阵和偏置项。

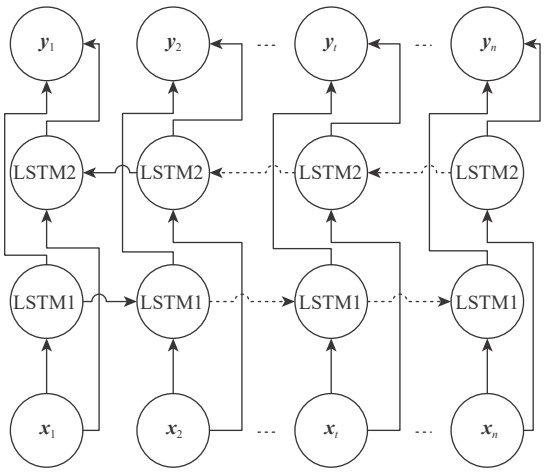



图2 BiLSTM结构

Fig. 2 Structure of BiLSTM

## 1.2 注意力机制

注意力机制是一种可以让模型对更重要的信息给予更多的关注，并对其进行学习吸收的技术。在时间序列预测任务中，可以利用注意力机制对隐含层的每个状态赋予不同的权重，然后根据权重进行加权运算，达到优化预测结果的目的。注意力机制的结构如图3所示[9]，图中$\boldsymbol{S}_t$为隐含层$t$时刻的状态。

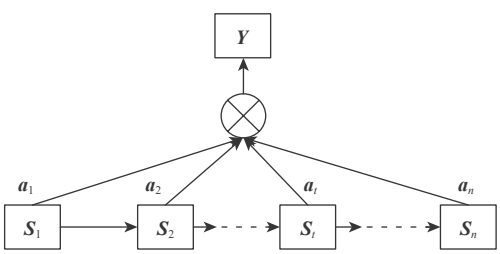



图3 注意力机制结构[9]

Fig. 3 Structure of attention mechanism[9]

注意力机制的运算过程分为3个阶段[9]，第1阶段通过打分函数计算每个时刻隐含层状态$\boldsymbol{S}_t$的注意力得分，计算式为

$$\boldsymbol{e}_t = \text{score}(\boldsymbol{S}_t) = \tanh(\boldsymbol{S}_t \cdot \boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{b}) \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{\theta}$和$\boldsymbol{b}$分别为打分函数的权重矩阵和偏置项。

第2阶段利用softmax层对第1阶段的$\boldsymbol{e}_t$进行归一化操作，求出每个时刻的对应权重值，计算式为

$$\boldsymbol{a}_t = \text{softmax}(\boldsymbol{e}_t) = \frac{\exp(\boldsymbol{e}_t)}{\sum_{t=0}^{n}\exp(\boldsymbol{e}_t)} \tag{11}$$

第3阶段将每个时刻的权重值$\boldsymbol{a}_t$与隐含层对应的状态$\boldsymbol{S}_t$进行加权求和，即为经过AM层后的输出$\boldsymbol{Y}$，计算式为

$$\boldsymbol{Y} = \sum_{t=1}^{n}(\boldsymbol{a}_t \cdot \boldsymbol{S}_t) \tag{12}$$

## 1.3 蚁狮优化算法

ALO算法的灵感源于自然界中蚁狮捕食蚂蚁，其使用了随机游走、轮盘赌策略和精英策略等多种机制，与遗传算法、PSO算法相比，具有调节参数少、收敛速度快及全局能力强等优点[17-18]，运算步骤如下[18]。

**步骤1** 随机初始化蚂蚁和蚁狮的位置$X_{n,d}$，如式(13)所示。每个位置都代表问题的一个解，根据给定的适应度函数可以计算出相应的适应度值，选取适应度值最佳的为精英蚁狮，记作$R_{\text{E}}$。

$$X_{n,d} = L_d + s_{\text{rand}}(U_d - L_d) \tag{13}$$

式中：$n$=1,2,⋯,$N$($N$为蚂蚁和蚁狮的个数)；$d$=1,2,⋯,$D$($D$为变量个数)；$L_d$为第$d$个变量的下限；$s_{\text{rand}}$为0～1之间的随机数；$U_d$为第$d$个变量的上限。

**步骤2** ALO算法使用随机游走模拟蚂蚁的游走过程，随机游走步数集$X(t)$的数学表达式为

$$X(t) = \{0, c_{\text{um}}[2r(t_1)-1], \cdots, c_{\text{um}}[2r(t_k)-1]\} \tag{14}$$

$$r(t) = \begin{cases} 1 & s_{\text{rand}} > 0.5 \\ 0 & s_{\text{rand}} \leqslant 0.5 \end{cases} \tag{15}$$

$$X_i^t = \frac{[X(t) - a_i]\left(d_i^t - c_i^t\right)}{(d_i - a_i)} + c_i^t \tag{16}$$

式中：$c_{\text{um}}()$为计算累计和的函数；$t_k$表示第$k$次迭代，$k$为最大迭代次数；$X_i^t$表示第$i$维变量在第$t$次迭代时的归一化位置；$a_i$和$d_i$分别为第$i$维变量随机游走的最小值和最大值；$c_i^t$和$d_i^t$分别为第$i$维变量在第$t$代随机游走的最小值和最大值。

**步骤3** 令$c_i^t$和$d_i^t$定义的超球体为蚂蚁随机游走的搜索空间，为了加快捕捉过程，随机游走空间会不断缩小。其表达式如式(17)～式(20)所示。

$$c_i^t = A_i^t + \frac{c^t}{I} \tag{17}$$

$$d_i^t = A_i^t + \frac{d^t}{I} \tag{18}$$

$$I = 10^{\omega}\frac{t}{T} \tag{19}$$

$$\omega=\begin{cases}2 & t>0.1T\\ 3 & t>0.5T\\ 4 & t>0.75T\\ 5 & t>0.9T\\ 6 & t>0.95T\end{cases} \tag{20}$$

式中: $c^t$ 和 $d^t$ 分别为第 $t$ 次迭代时所有变量的最小值和最大值; $A_i^t$ 为第 $t$ 次迭代时第 $i$ 个蚁狮的位置; $I$ 为随机游走空间的收缩系数; $\omega$ 为收缩因子; $t$ 为当前迭代次数; $T$ 为最大迭代次数。

**步骤 4**　每次迭代中适应度值最优的蚁狮被保存为精英蚁狮, 再通过轮盘赌抽出一只普通蚁狮, 每只蚂蚁都围绕着普通蚁狮和精英蚁狮进行随机游走, 蚂蚁位置的更新式为

$$N_i^t=\frac{R_{\mathrm{A}}^t+R_{\mathrm{E}}^t}{2} \tag{21}$$

式中: $N_i^t$ 为第 $t$ 次迭代时第 $i$ 个蚂蚁的位置; $R_{\mathrm{A}}^t$ 为蚂蚁在第 $t$ 次迭代的普通蚁狮周围随机游走产生的值; $R_{\mathrm{E}}^t$ 为蚂蚁在第 $t$ 次迭代的精英蚁狮周围随机游走产生的值。

**步骤 5**　蚂蚁最终会被蚁狮捕食, 若蚂蚁的适应度值比对应蚁狮的更优, 就用蚂蚁的位置替换蚁狮的位置, 表达式如式 (22) 所示。然后比较蚁狮和精英蚁狮的适应度值, 将适应度值更优的保存为下一次迭代中的精英蚁狮。

$$\begin{cases}A_i^t=N_i^t\\ f\left(N_i^t\right)>f\left(A_i^t\right)\end{cases} \tag{22}$$

## 2　IALO-AM-BiLSTM 模型

将影响飞机地面空调能耗的因素归为 3 类: ①包括环境温度、环境湿度、光照强度等外环境条件; ②包括舱内空间、舱内初始温度、舱内初始湿度等内环境初始条件; ③包括工作完成后的温度、工作完成后的湿度等内环境目标条件。其中对地面空调能耗影响较大的外环境条件具有较强的时间规律, 因此, 可将时间序列预测的思想引入飞机地面空调能耗预测的研究中, 通过加强利用数据的时间序列特征提高预测精度。

在此基础上, 本文提出 IALO-AM-BiLSTM 模型, 该模型包括预测部分和超参数优化部分, 其中预测部分通过将 BiLSTM 神经网络和注意力机制结合起来, 加强对数据中时间序列特征的利用; 超参数优化部分是利用 IALO 算法自动寻找使预测效果最优的超参数组合, IALO 算法是在标准 ALO 算法上, 改进了 1.3 节中步骤 3 中的蚂蚁随机游走空间缩小机制和步骤 4 中的蚂蚁位置更新机制。

### 2.1　预测部分

预测部分以 BiLSTM 神经网络和注意力机制为主, 同时引入 Dropout 避免因训练数据较少而产生过拟合的现象。所构造的预测部分包括输入层、BiLSTM 层、Dropout 层、Dense 层、AM 层、输出层 6 层网络, 其结构如图 4 所示。

各网络层的作用如下:

1) 输入层。将每个时刻的环境特征数据 (即初始温度、初始湿度、最终温度及最终湿度) 作为模型的输入, $t$ 时刻的输入为

$$\boldsymbol{x}_t=[P_t,Q_t,H_t,M_t] \tag{23}$$

式中: $P_t$ 为 $t$ 时刻地面空调工作前客舱的初始温度; $Q_t$ 为 $t$ 时刻地面空调工作完成后客舱的最终温度; $H_t$ 为 $t$ 时刻地面空调工作前客舱的初始湿度; $M_t$ 为 $t$ 时刻地面空调工作完成后客舱的最终湿度。

2) BiLSTM 层。利用 2 个方向相反的 LSTM 神经网络对 $t$ 时刻的输入序列 $\boldsymbol{x}_t$ 进行计算, 将其输出 $\boldsymbol{y}_t$ 视为地面空调能耗数据的双向时间序列特征。

3) Dropout 层。对地面空调能耗数据的双向时间序列特征按抛弃率进行随机抛弃, 目的在于抑制过拟合, 提高模型的鲁棒性[19-20]。

4) Dense 层。将 Dropout 层的输出在 Dense 层进行非线性变换, 以增强时间序列特征与预测结果之间的联系。

5) AM 层。将 Dense 层的输出隐藏状态视为 AM 层的输入, 并根据式 (10)～式 (12) 计算出 $t$ 时刻 AM 层的输出 $\boldsymbol{S}_t$。

6) 输出层。使用全连接层对 AM 层输出进行降维计算, 其激活函数为 sigmoid 函数, 最终输出结果 $\boldsymbol{Y}$ 即为预测时刻地面空调工作的耗电量。

### 2.2　超参数优化部分

选取合适的超参数对于充分发挥模型的预测性能至关重要, 不合适的超参数优化方法会存在浪费时间、浪费资源或预测性能发挥不稳定、不充分等缺点。考虑到所提出的预测部分含有较多的超参数, 提出一种用于多超参数优化的 IALO 算法, 以解决标准 ALO 算法在处理复杂的多维搜索空间时, 存在的寻优难度大、收敛速度慢等缺点。提出的 2 种改进机制具体如下。

#### 2.2.1　随机游走空间缩小机制

由式 (17)～式 (20) 可知, 收缩因子 $\omega$ 为分段常值函数, 使随机游走空间随着迭代次数增加而分段线性缩小。标准随机游走空间缩小机制存在 3 点不足: ①搜索空间在分段点处较大幅度的阶梯变化会遗漏某些区域, 可能错过最优解; ②搜索空间的分段缩小过程缓慢且不均匀, 导致收敛速度较慢; ③在同一阶段的迭代过程中, 所有蚂蚁的随机游走

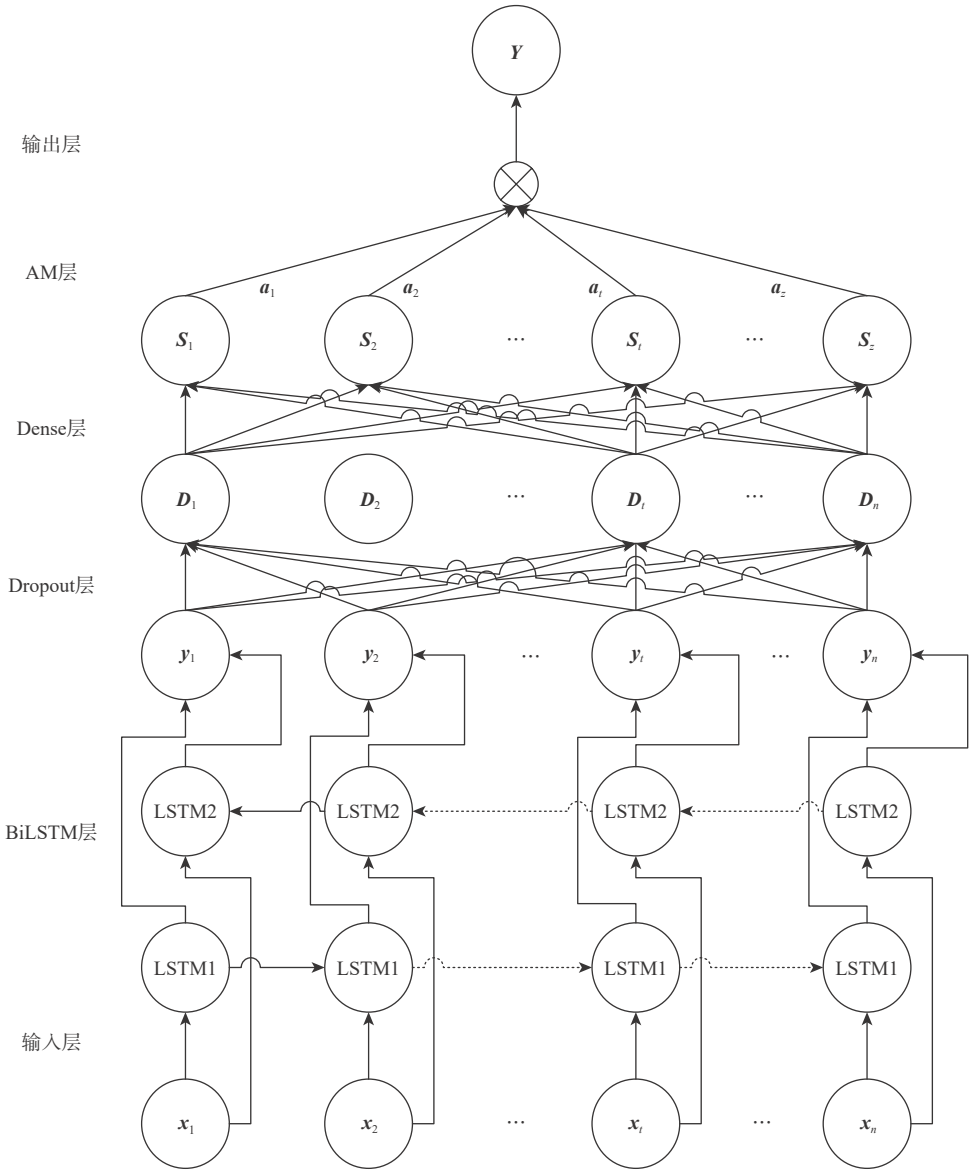



图 4 预测部分结构

Fig. 4 Structure of prediction section

空间完全一致，不仅降低了算法的多样性，还浪费了算力。

为改善算法的寻优性能、收敛性能及多样性，提出一种具有一定随机性的连续非线性随机游走空间缩小机制。改进后的数学表达式如式 (24)～式 (25) 所示。

$$\omega = 2 + 4\left(\frac{t}{T}\right)^{\mathrm{e}} \tag{24}$$

$$I = 10^{\omega}\frac{t}{T}\left[0.8 + \sin\left(\frac{\pi t}{4T}s_{\mathrm{rand}}\right)\right] \tag{25}$$

该机制主要改进了收缩因子 $\omega$，收缩因子调节过程如图 5 所示。

由图 5 可以看出，改进收缩因子 $\omega$ 仍可以满足收缩尺度变化需求；改进收缩因子 $\omega$ 具有了连续性，可以避免在寻优过程遗漏某些区域。

此外，在收缩系数 $I$ 内添加了随机部分，不仅有效增强了算法的多样性，还可以在迭代后期加快收敛。

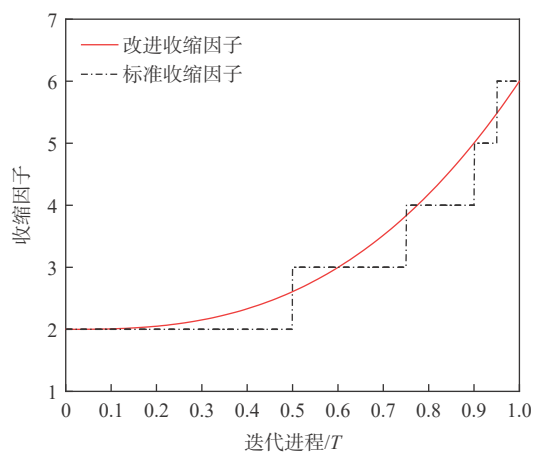



图 5 收缩因子调节过程

Fig. 5 Adjustment process of contraction factor

### 2.2.2　蚂蚁位置更新机制

在标准 ALO 算法中, 蚂蚁通过围绕着精英蚁狮和通过轮盘赌抽取的普通蚁狮进行随机游走来更新自己的位置, 其中普通蚁狮主要影响算法的全局搜索能力, 精英蚁狮主要影响算法的局部寻优能力, 二者在蚂蚁位置更新时的权重均恒为 0.5。但在实际迭代过程中, 不同时期对全局搜索能力和局部寻优能力的需求存在差异, 迭代的前中期需要更强的全局搜索能力, 以增加种群的多样性, 避免陷入局部最优解; 而迭代的后期需要更强的局部寻优能力, 以提高在全局最优点附近的收敛速度, 找到更优的解。

为满足不同时期算法对全局搜索能力和局部寻优能力的差异性需求, 提出一种可以根据迭代次数非线性动态调整普通蚁狮权重系数 $\beta$ 的方法, 如式 (26)～式 (27) 所示。

$$\beta=\beta_{\max}+(\beta_{\max}-\beta_{\min})\sin\left[\frac{\pi}{2}\left(\frac{t}{T}\right)^2+\pi\right] \tag{26}$$

$$A_i^t=\beta R_{\mathrm{A}}^t+(1-\beta)R_{\mathrm{E}}^t \tag{27}$$

式中: $\beta_{\max}$=0.8; $\beta_{\min}$=0.2。

普通蚁狮权重系数 $\beta$ 随迭代次数变化曲线如图 6 所示, 可以看出采用该调节方法后, IALO 算法在迭代的前期拥有更强的全局寻优能力, 以较为缓慢的速度降低全局寻优能力, 到了迭代中期仍以全局寻优为主, 从而在全局范围搜寻到更优的解区域, 避免陷入局部最优陷阱。然后以更快的速度增强局部寻优能力, 使迭代后期以局部寻优为主, 保证算法可以充分寻找全局最优区域的局部最优解。

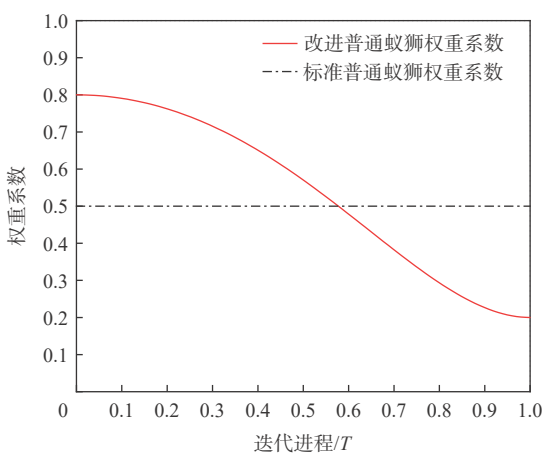



图 6　普通蚁狮权重系数调节过程

Fig. 6　Adjustment process of ordinary ant lion weight coefficient

### 2.3　构造模型

将所提出的预测部分和超参数优化部分进行融合, 构造出 IALO-AM-BiLSTM 模型, 其构造过程如下: ①使用超参数优化部分提供的初始超参数配置预测部分; ②预测部分进行迭代运算; ③超参数优化部分根据预测部分迭代运算的输出结果对超参数进行优化; ④判断是否满足终止条件, 若不满足则使用更新后的超参数配置预测部分, 返回过程 2, 若满足则输出结果, 并得到超参数最优的预测模型。

IALO-AM-BiLSTM 模型的结构如图 7 所示。

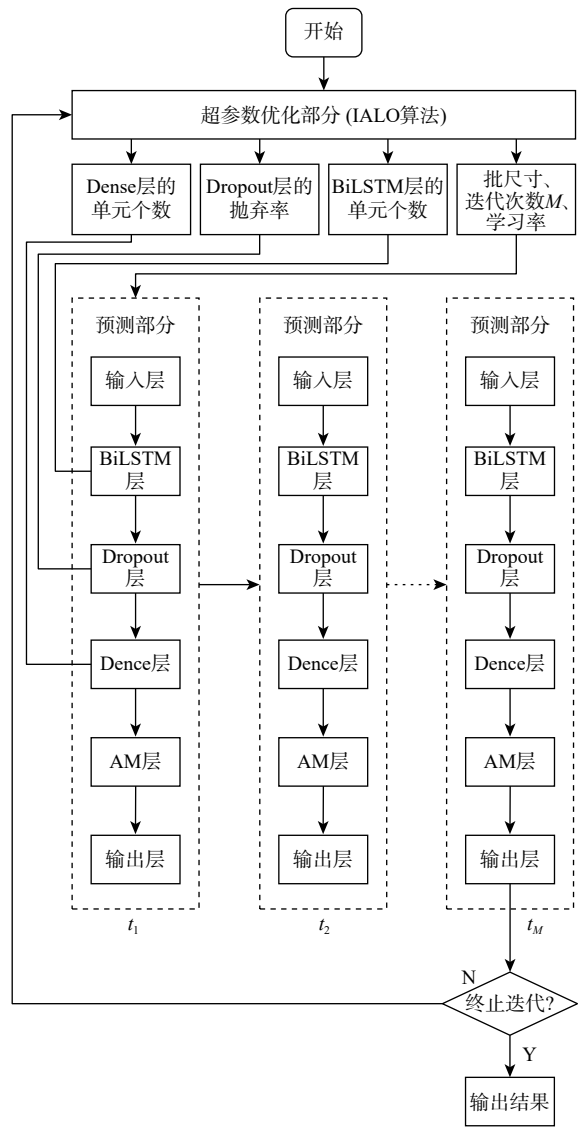



图 7　IALO-AM-BiLSTM 模型结构

Fig. 7　Structure of IALO-AM-BiLSTM

### 2.4　模型的训练流程

本文提出的 IALO-AM-BiLSTM 模型的训练流程如图 8 所示, 具体训练步骤如下。

**步骤 1**　将数据集按 7:3 的比例划分为训练集和测试集, 使用最值归一化法分别对其进行处理, 计算式为

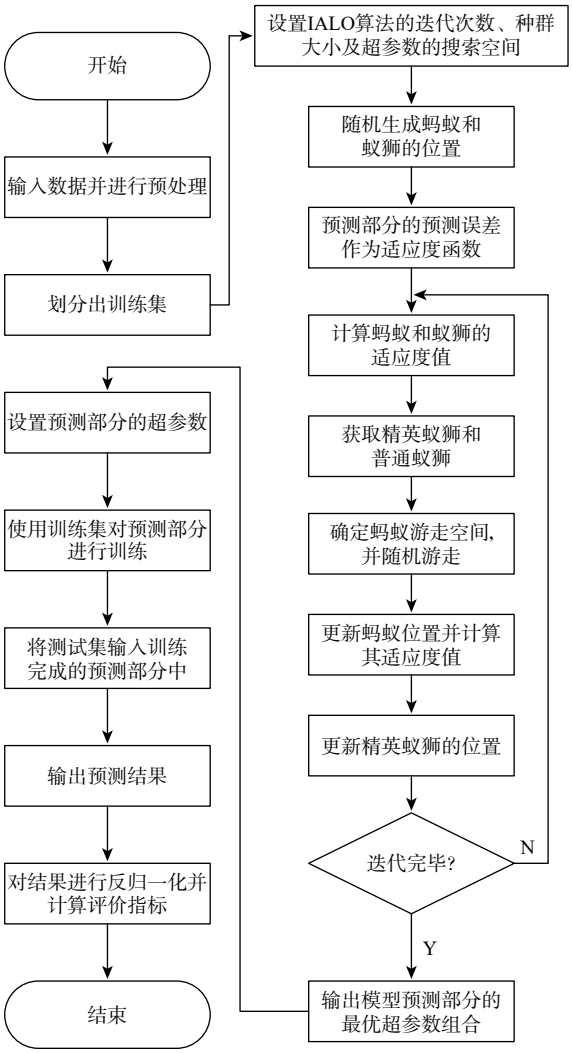



图 8 IALO-AM-BiLSTM 模型的训练流程

Fig. 8 Flow chart of training flow of IALO-AM-BiLSTM

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{e}}=\frac{\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{x}_{\min}}{\boldsymbol{x}_{\max}-\boldsymbol{x}_{\min}} \tag{28}$$

式中：$\boldsymbol{x}_{\mathrm{e}}$ 为归一化之后的输入数据；$\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}$ 为原始的输入数据；$\boldsymbol{x}_{\max}$ 和 $\boldsymbol{x}_{\min}$ 为原始数据中各变量的最大值和最小值。

**步骤 2** 将模型预测部分的批尺寸、BiLSTM 层的单元个数、Dropout 层的抛弃率、Dense 层的单元个数、迭代次数、学习率等超参数设为寻优对象并确定各自的搜索空间。

**步骤 3** 设置 IALO 算法的迭代次数 $T$、种群大小 $N$、变量个数 $D$。

**步骤 4** 对蚂蚁和蚁狮的位置进行随机初始化，用训练集训练模型的预测部分，选取预测误差的均方误差 (MSE) 为适应度函数，并计算每个位置对应的适应度值。MSE 的计算式为

$$E_{\mathrm{MSE}}=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(y_i-f(x_i))^2 \tag{29}$$

式中：$y_i$ 为真实值；$f(x_i)$ 为预测值；$m$ 为样本数量。

**步骤 5** 根据适应度值确定精英蚁狮，并通过轮盘赌抽取普通蚁狮。

**步骤 6** 根据式 (17) 和式 (18) 及式 (24) 和式 (25) 更新随机游走空间，蚂蚁分别围绕精英蚁狮和普通蚁狮进行随机游走。

**步骤 7** 根据式 (26) 和式 (27) 确定蚂蚁的最终位置，计算其适应度值，再与精英蚁狮的适应度值对比，根据式 (22) 更新精英蚁狮的位置。

**步骤 8** 判断是否满足终止条件，若满足则输出最优位置，否则返回步骤 4。终止条件为达到最大迭代次数。

**步骤 9** 使用 IALO 算法得到的最优超参数组合配置模型的预测部分，并用训练集对其进行训练。

**步骤 10** 将测试集的特征数据输入训练好的模型中，输出预测结果。

**步骤 11** 对预测结果进行反归一化，与测试集的目标数据对比，并结合评价指标对其进行分析。

## 3 算例验证

### 3.1 数据来源

采集中国东部某机场在夏季使用地面空调为飞机客舱降温除湿的相关数据作为数据集，其中地面空调的制冷量均为 150 kW，飞机型号均为波音 737-800。该数据集共 300 组，包括工作前的初始温度和初始湿度，工作完成后的最终温度和最终湿度及全过程的耗电量，其中初始温度、初始湿度、最终温度及最终湿度作为特征数据，耗电量作为目标数据。部分样本数据如表 1 所示。

**表 1 部分样本数据**

**Table 1 Partial sample data**

| 初始温度/℃ | 初始湿度/% | 最终温度/℃ | 最终湿度/% | 耗电量/kW |
|---|---|---|---|---|
| 32.5 | 57.5 | 24.7 | 37.9 | 181.33 |
| 31.3 | 63.9 | 23.8 | 36.2 | 165.24 |
| 32.6 | 49.9 | 25.0 | 24.7 | 178.26 |
| 35.2 | 68.2 | 25.2 | 36.0 | 186.14 |
| 33.2 | 72.8 | 24.5 | 37.0 | 169.94 |
| 31.2 | 62.8 | 27.6 | 35.1 | 147.79 |

### 3.2 评价指标

选取 MSE、平均绝对百分比误差 (MAPE) 和决定系数 ($R^2$) 作为评价指标，其中 MSE、MAPE 的值越小，说明预测结果越接近真实值，预测精度越高；$R^2$ 的值越接近 1，说明拟合优度越大，自变量对因变量的解释程度越高，所建立的模型越好。MSE 的计算如式 (29) 所示，其余评价指标的计算如式 (30) 和

式 (31) 所示。

$$E_{\mathrm{MAPE}}=\frac{100\%}{m}\sum_{i=1}^{m}\left|\frac{y_i-f(x_i)}{f(x_i)}\right| \tag{30}$$

$$R^2=1-\frac{\sum_{i=1}^{m}(y_i-f(x_i))^2}{\sum_{i=1}^{m}(y_i-\bar{y}_i)^2} \tag{31}$$

式中：$\bar{y}_i$为真实值的平均数。

### 3.3　超参数优化结果与分析

本文所提 IALO-AM-BiLSTM 模型中的超参数包括批尺寸、BiLSTM 层的单元个数、Dense 层的单元个数、迭代次数、Dropout 层的抛弃率、学习率等，其组合形式对模型的预测结果具有很大的影响。在综合考虑实例具体情况和搜索效率的基础上设置超参数的搜索空间，如表 2 所示。

选取 PSO-AM-BiLSTM、ALO-AM-BiLSTM 作为对比模型，使用训练集对各模型的超参数优化部分进行训练，其迭代次数均设置为 100，种群规模均为 50。各算法的迭代过程如图 9 所示。

从图 9 可以看出，IALO 算法的寻优结果显著优于 PSO 算法和 ALO 算法；ALO 算法虽然在迭代前期具有良好的寻优能力，但在迭代过程的中后期无法跳出局部最优陷阱；IALO 算法不仅在迭代前期具有优异的寻优效果，在迭代后期也能进一步优化寻优结果，证明 IALO 算法在整个迭代过程中都具有很好的全局寻优能力和局部寻优能力。

**表 2　超参数搜索空间**

**Table 2　Search space of hyperparameters**

| 超参数 | 搜索空间 |
|---|---|
| 批尺寸 | 1～20 |
| 学习率 | 0.000 1～0.01 |
| 迭代次数 | 300～500 |
| BiLSTM层的单元个数 | 10～200 |
| Dense层的单元个数 | 10～200 |
| Dropout层的抛弃率 | 0.1～0.9 |

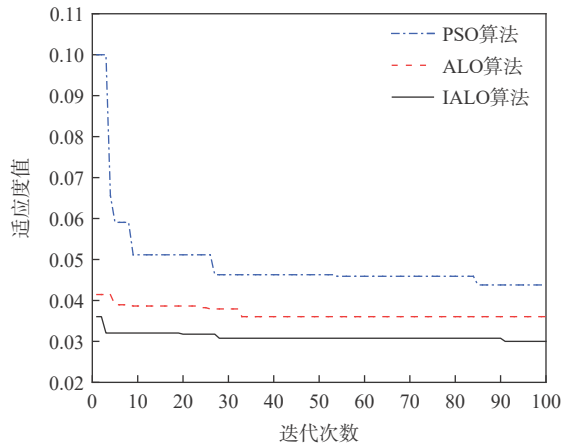



图 9　各算法迭代过程

Fig. 9　Iterative process of each algorithms

各超参数优化算法最终寻找到的最优超参数组合如表 3 所示。

**表 3　各算法的最优超参数组合**

**Table 3　Optimal hyperparameter combination of different algorithms**

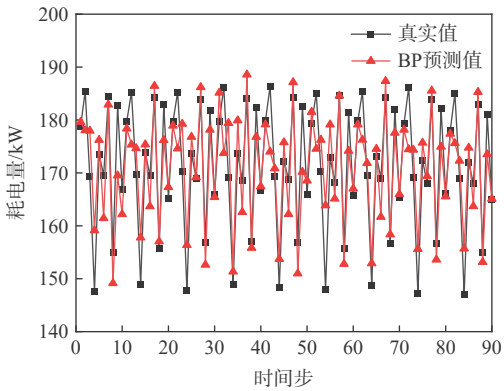
| 算法 | 批尺寸 | BiLSTM层的单元个数 | Dense层的单元个数 | 迭代次数 | Dropout层的抛弃率 | 学习率 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| PSO | 1 | 200 | 96 | 499 | 0.1 | 0.01 |
| ALO | 8 | 65 | 67 | 487 | 0.2 | 0.007 7 |
| IALO | 2 | 36 | 121 | 324 | 0.2 | 0.006 4 |

### 3.4　预测结果与分析

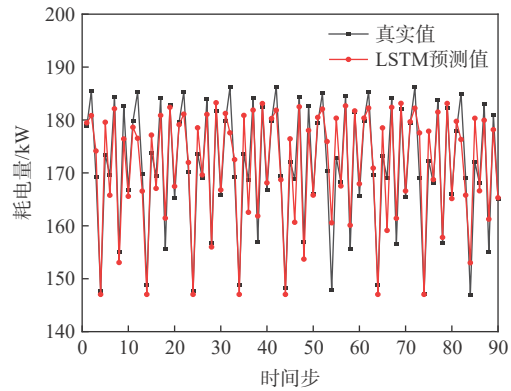
利用各超参数优化算法得到最优超参数组合配置各自的预测模型，在测试集上进行预测，将预测结果与根据经验手动调参的 BP 模型、LSTM 模型、BiLSTM 模型、AM-BiLSTM 模型的预测结果对比，各模型预测值和真实值的对比如图 10 所示。

为了科学评价各模型的性能，使用 MSE、MAPE 和 $R^2$ 等评价指标对各模型的预测结果进一步分析，分析结果如表 4 所示。

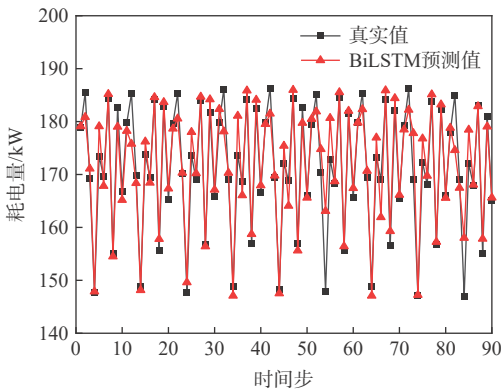
通过分析表 4 的各项指标可以得出：①IALO-AM-BiLSTM 模型的预测结果在 MSE、MAPE、$R^2$ 等多项指标上都优于其他模型；②提取更多时间序列特征有助于提高模型的预测精度及拟合优度；③在模型中引入注意力机制能够提高时序特征的利用率及模型的预测精度；④IALO 算法在超参数寻优上优于 PSO 算法和 ALO 算法，可以更充分地发挥 AM-BiLSTM 模型的预测性能。



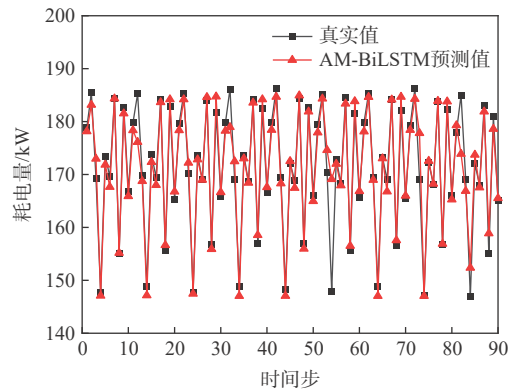

(a) 真实值与BP预测值对比



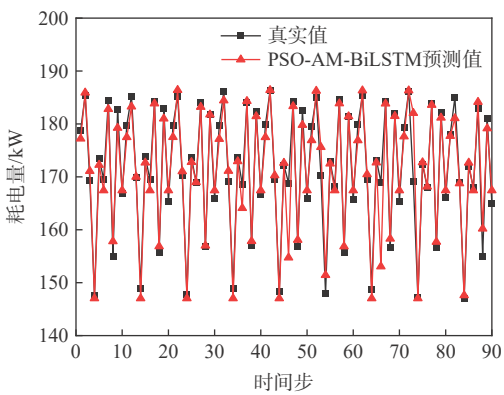

(b) 真实值与LSTM预测值对比



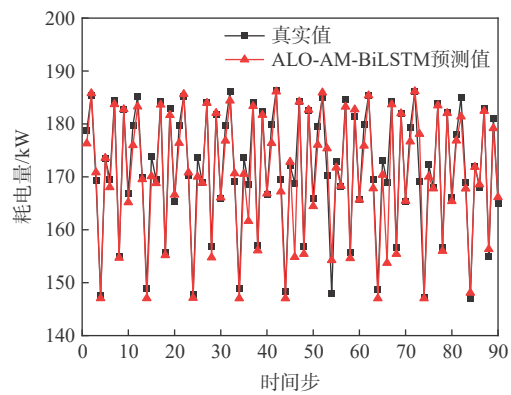

(c) 真实值与BiLSTM预测值对比



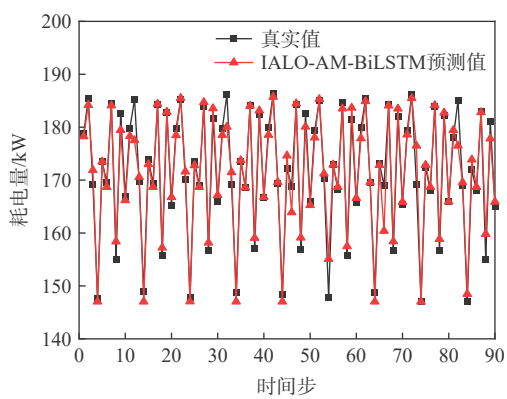

(d) 真实值与AM-BiLSTM预测值对比




(e) 真实值与PSO-AM-BiLSTM预测值对比




(f) 真实值与ALO-AM-BiLSTM预测值对比




(g) 真实值与IALO-AM-BiLSTM预测值对比

图 10 不同模型预测结果与真实值对比

Fig. 10 Comparison of predicted and real values based on different models

表 4　不同模型预测结果对比 (测试集)

**Table 4　Comparison of prediction results based on different models (test set)**

| 模型 | MSE | MAPE/% | $R^2$ |
|---|---|---|---|
| BP | 37.159 | 2.842 | 0.728 |
| LSTM | 17.257 | 1.870 | 0.874 |
| BiLSTM | 14.326 | 1.504 | 0.895 |
| AM-BiLSTM | 11.145 | 1.083 | 0.918 |
| PSO-AM-BiLSTM | 9.196 | 1.068 | 0.927 |
| ALO-AM-BiLSTM | 9.411 | 1.041 | 0.931 |
| IALO-AM-BiLSTM | 6.045 | 0.928 | 0.956 |

## 4　结　论

1) 在分析地面空调能耗影响因素的基础上, 通过提高时间序列特征的利用效率来提高预测精度, 本文模型可通过 BiLSTM 神经网络充分挖掘出数据的时间序列特征, 结合注意力机制赋予各特征不同的权重。经仿真验证, 增强对时间序列特征的利用可以显著地提高地面空调能耗预测的精度。

2) 本文提出 2 种优化机制来改进 ALO 算法, 一种是基于非线性动态调整蚁狮权重系数的蚂蚁位置更新机制, 另一种是具有一定随机性的连续非线性随机游走空间缩小机制。这 2 种优化机制可提高算法的收敛速度、寻优性能及多样性, 增强 IALO 算法处理具有复杂搜索空间的超参数优化问题的能力, 进一步提升了模型的预测精度和拟合优度。

## 参考文献 (References)


[1] 王修岩, 刘艳敏, 张革文, 等. 基于PSO和CRO联合算法的飞机客舱能耗预测[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(8): 3074-3081.
WANG X Y, LIU Y M, ZHANG G W, et al. Prediction of aircraft cabin energy consumption based on PSO and CRO algorithms[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(8): 3074-3081(in Chinese).

[2] 林家泉, 孙凤山, 李亚冲, 等. 基于IPSO-Elman神经网络的飞机客舱能耗预测[J]. 航空学报, 2020, 41(7): 323614.
LIN J Q, SUN F S, LI Y C, et al. Prediction of aircraft cabin energy consumption based on IPSO-Elman neural network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(7): 323614(in Chinese).

[3] GERS F A, SCHMIDHUBER J, CUMMINS F. Learning to forget: Continual prediction with LSTM[J]. Neural Computation, 2000, 12(10): 2451-2471.

[4] HOCHREITER S, SCHMIDHUBER J. Long short-term memory[J]. Neural Computation, 1997, 9(8): 1735-1780.

[5] 史亚菲, 李峭, 熊华钢. 基于LSTM的TTE网络速率约束流量预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 822-829.
SHI Y F, LI Q, XIONG H G. Rate-constrained traffic prediction of TTE network based on LSTM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 822-829(in Chinese).

[6] CUI C, HE M, DI F C, et al. Research on power load forecasting method based on LSTM model[C]//2020 IEEE 5th Information Technology and Mechatronics Engineering Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1657-1660.

[7] SIAMI-NAMINI S, TAVAKOLI N, NAMIN A S. The performance of LSTM and BiLSTM in forecasting time series[C]//2019 IEEE International Conference on Big Data. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3285-3292.

[8] ZHANG L, LIU P, ZHAO L, et al. Air quality predictions with a semi-supervised bidirectional LSTM neural network[J]. Atmospheric Pollution Research, 2021, 12(1): 328-339.

[9] 赵兵, 王增平, 纪维佳, 等. 基于注意力机制的CNN-GRU短期电力负荷预测方法[J]. 电网技术, 2019, 43(12): 4370-4376.
ZHAO B, WANG Z P, JI W J, et al. A short-term power load forecasting method based on attention mechanism of CNN-GRU[J]. Power System Technology, 2019, 43(12): 4370-4376(in Chinese).

[10] JING H, HAN L, GAO Z. Wind power ramp forecast based on feature extraction using convolutional neural network[J]. Dianli Xitong Zidonghua/Automation of Electric Power Systems, 2021, 45(4): 98-105.

[11] ZHANG W, ZHU F, CHEN Y, et al. Bus passenger flow forecast based on attention and time-sharing graph convolutional network[J]. Moshi Shibie yu Rengong Zhineng/Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2021, 34(2): 167-175.

[12] TAN R K, BORA Ş. Parameter tuning in modeling and simulations by using swarm intelligence optimization algorithms[C]//2017 9th International Conference on Computational Intelligence and Communication Networks. Piscataway: IEEE Press, 2018: 148-152.

[13] PHAN H D, ELLIS K, BARCA J C, et al. A survey of dynamic parameter setting methods for nature-inspired swarm intelligence algorithms[J]. Neural Computing and Applications, 2020, 32(2): 567-588.

[14] 龙远, 邓小龙, 杨希祥, 等. 基于PSO-BP神经网络的平流层风场短期快速预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1970-1978.
LONG Y, DENG X L, YANG X X, et al. Short-term rapid prediction of stratospheric wind field based on PSO-BP neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1970-1978(in Chinese).

[15] YUAN X H, CHEN C, LEI X H, et al. Monthly runoff forecasting based on LSTM-ALO model[J]. Stochastic Environmental Research and Risk Assessment, 2018, 32(8): 2199-2212.

[16] CHENG H Y, DING X W, ZHOU W N, et al. A hybrid electricity price forecasting model with Bayesian optimization for German energy exchange[J]. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, 2019, 110: 653-666.

[17] YE Z W, TANG Y Z, LIU W, et al. Learning parameters in deep belief networks through ant lion optimization algorithm[C]//2019 10th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2019: 548-551.

[18] MIRJALILI S. The ant lion optimizer[J]. Advances in Engineering Software, 2015, 83: 80-98.

[19] SRIVASTAVA N, HINTON G E, KRIZHEVSKY A, et al. Dropout: A simple way to prevent neural networks from overfitting[J]. Journal of Machine Learning Research, 2014, 15: 1929-1958.

[20] LIM H I. A study on dropout techniques to reduce overfitting in deep neural networks[C]//Advanced Multimedia and Ubiquitous Engineering. Berlin: Springer, 2021: 133-139.

# Prediction of ground air conditioner energy consumption based on improved long short-term memory neural network

ZHOU Xuan，LIN Jiaquan*

(College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract**：Ground air conditioners are the main equipment for cooling and dehumidification of airplane cabins, so accurate prediction of their energy consumption in the working process plays an important role in building green airports. The energy consumption of the ground air conditioner is affected by multidimensional factors. To improve the accuracy of energy consumption prediction, this study presents a method based on an improved bidirectional long short-term memory (BiLSTM) neural network. This method uses BiLSTM neural network and attention mechanism to construct the predictive part of the model, which can extract and utilize the time series characteristics of the data. Taking the optimal prediction accuracy as the index, this study also proposes a hyperparameter optimization method based on the improved ant lion optimization algorithm. Compared with the standard algorithm, the improved ant lion optimization (IALO) algorithm improves the shrinkage factor in the random walk space reduction mechanism, giving the shrinkage coefficient some randomness. It also introduces the dynamic adjustment mechanism of the ordinary ant lion weight coefficient, which improves the rate of convergence and optimization capabilities of the algorithm. The mean square error of the prediction result is 6.045, the mean absolute percentage error is 0.928%, and the coefficient of determination is 0.956. Compared with other prediction methods, the proposed method has higher accuracy and stronger adaptation.

**Keywords**：ground air conditioner; energy consumption prediction; bidirectional long short-term memory neural network; attention mechanism; ant lion optimizer

**Received**：2021-11-30；**Accepted**：2022-03-11；**Published Online**：2022-03-18 15:35

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220317.1654.002.html

**Foundation item**：Special Program for Civil Airplane of the Ministry of Industry and Information Technology (2020020306)

* **Corresponding author**. E-mail：jqlin@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0717

# 基于系统辨识的自适应变形机翼控制系统设计

谢长川，朱立鹏，孟杨*，冒森
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

**摘 要**：针对固定翼飞行器无法在复杂多变飞行环境中始终处于最优气动构型的缺陷，提出能够根据飞行环境参数自适应变形的机翼设计理念。设计了一款通过刚性翼盒偏转实现变形功能的机翼，通过面元法耦合XFOIL黏性修正器进行气动模型仿真计算，对该机翼的气动特性进行分析；并在此基础上设计变形机翼舵机风洞试验平台，搭建测试采集系统，对航模舵机驱动变形的气动伺服系统进行低速风洞试验，通过子空间辨识法获得了气动伺服系统的数学模型，并通过比例积分微分（PID）控制结合Smith预估控制算法的方式进行舵机补偿控制。最后根据得到的变形机翼气动数据和舵机频响特性，以优化气动性能为目标设计了一款基于舵机补偿的自适应变形机翼反馈控制系统，可以实现在复杂环境中的舵机补偿和自适应变形，对后续变形机翼的设计提供了参考。

**关 键 词**：变形机翼设计；风洞试验；气动力计算；舵机测试；系统辨识；变形控制律
**中图分类号**：V215.3
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2761-10

近年来，通过在飞行过程中改变几何形状来适应飞行环境变化的“变形机翼自适应技术”得到了广泛应用[1-2]。与常规固定翼设计相比，变形机翼技术的核心优势是可以在整个飞行过程中优化气动外形，在气动性能、飞行包线、消除振动及颤振、隐身性能、操纵和控制效能等方向都体现出明显优势[3-5]。变形机翼自适应系统可以分为变形驱动系统和自适应控制系统，难点分别在于变形驱动方案和变形控制律的设计。变形驱动系统需要能够实现机翼大范围变形的驱动技术，出于对技术成熟度和结构可靠性的考虑，多采用机械式变形机构和驱动装置；自适应控制系统要求能够在不同的飞行环境中给出合适的控制指令和控制律，这就对变形机翼精确伺服建模提出较高要求，通常采用系统辨识的方法获得[6]。因此，搭建试验平台、开展风洞试验测试变形效果、对机翼伺服模型进行系统辨识在机翼自适应变形系统的设计过程中十分重要。

对于变形机翼的变形驱动方案设计，国内外都开展了广泛而深入的研究[7-8]。传统的机械式变形机构和驱动装置已经具备较高的技术成熟度和结构可靠性，现阶段在全尺寸飞机上得到飞行验证的方案都是基于传统材料和常规驱动的变弯度机翼设计。除此之外智能材料驱动技术同样发展迅速，具有质量轻、驱动能量小和成本低的特点，但是距离实际应用还有不小的差距[9]。

作为传统机械式变形驱动方案的重要执行机构，舵机的选择十分重要，不仅要考虑是否能够输出足够的控制力来驱动舵面完成要求范围内的偏转，而且还要满足试验成本和尺寸、质量等设计指标的约束，因此，在设计变形机翼试验平台时常采用航模舵机。这种舵机的特点是内部元件组成复杂，多项参数非线性，通过理论方法建立的数学模型和真实情况差距较大，且特性参数不全面，缺少频响特性测试报告。孙玉凯等[10]给出了航模舵机频响特性测试的一般性方法，通过频域响应法进行地面舵机测试，利用所设计的控制系统输入特定幅值和频率范围的扫频信号，驱动待测舵机偏转并实时测量舵机的偏转角，从而得到舵机的频率特性并

收稿日期：2021-11-30；录用日期：2022-01-27；网络出版时间：2022-05-25 14:20
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1153.001.html
*通信作者. E-mail：summy@buaa.edu.cn

引用格式：谢长川，朱立鹏，孟杨，等. 基于系统辨识的自适应变形机翼控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2761-2770. XIE C C，ZHU L P，MENG Y，et al. Design of adaptive deformation wing control system based on system identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2761-2770 (in Chinese).

根据所得试验数据利用Levy法进一步辨识出舵机的数学模型，将单个舵机拟合成二阶或三阶传递函数形式。另一方面，风洞试验中随着气动载荷增加，舵机会出现明显的幅值衰减和相位滞后现象，需要设计补偿控制系统保证变形机翼能在要求的范围内实现变形。自适应控制系统包括补偿控制系统的设计都有赖于准确的伺服模型，通过基于风洞试验的系统辨识方法可以快速获得该系统的气动模型，对于工程领域的自适应控制系统设计具有重要意义。

本文构建了一套基于风洞试验数据进行舵机补偿的自适应变形机翼控制系统，变形机翼采取四段刚性翼盒设计，舵机采取Futaba BLS173SVI型航模舵机，并依此搭建测试采集系统，测试了该机翼在低速风洞中的气动特性和舵机响应特性。针对普通小型航模舵机缺乏频响特性指标且存在纯相位滞后的现象设计了舵机的反馈控制系统，根据风洞试验数据辨识出气动伺服弹性系统模型并以此为依据设计了自适应控制系统。最后从外部流动条件发生变化后自适应进行增升减阻的角度进行数值仿真验证。

## 1 变形机翼方案设计与风洞环境

### 1.1 结构方案设计

本文重点关注变形控制机理和相应的气动效应变化，因此，风洞试验平台采用四段刚性翼盒结构，这样变形过程仅通过舵机驱动相邻翼盒之间的相对转动实现，不会出现显著的材料变形及与之相关的气动弹性问题[11]。四段刚性翼盒采用的参考翼型是NACA 0015，弦长为360 mm，在机翼弦长中所占比例分别为40%、17.5%、17.5%、25%，顺序为从前缘到后缘，分别标号为翼段1、翼段2、翼段3和翼段4，将翼段1、翼段2、翼段3和翼段4之间的相对转角标记为转角1、转角2和转角3(向下偏转为正)，假设每个翼盒向下偏转1°，按转角顺序记做变弯度构型1-1-1。该四段翼盒采取矩形机翼设计方案，展长为700 mm，结构设计采用木质材料，总重为510 g。结构设计图如图1所示，实物图如图2所示。在3个转角处各布置1个舵机(舵机1、舵机2、舵机3)和1个角度传感器，分别用于驱动翼盒偏转和测量实际偏转角度，舵机选用Futaba BLS173SVI型航模舵机。

### 1.2 风洞环境描述

试验环境选取在北京航空航天大学流体所D4低速风洞，开口试验段尺寸为2.5 m×1.5 m×1.5 m。来流风速$u$=216.65 m/s，相对刚性分段后缘变弯度机翼展长$l$=0.7 m的雷诺数$Re = ul/\nu \approx 1.2\times10^6$，$\nu$为运动黏性系数。机翼迎角的改变通过与之固连的迎角调节盘实现，迎角调节盘的控制范围是±15°，控制误差小于±0.1°。机翼轴套基座和迎角调节转盘用螺栓螺母连接，套筒上的插销孔可以固定刚性变弯度机翼的主轴，确保机翼轴和迎角调节转盘不会发生相对转动。上述风洞试验支持系统如图3所示。

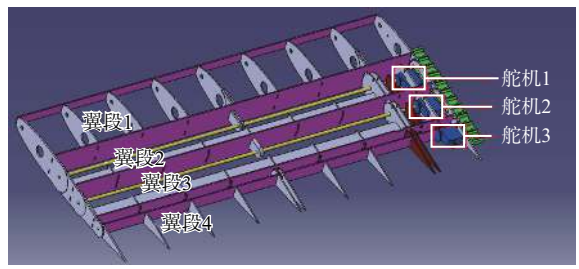



图1 刚性分段后缘变弯度结构设计图

Fig. 1 Design drawing of variable bending structure for rigid segmental trailing edge

图2 刚性分段后缘变弯度结构实物图

Fig. 2 Picture of variable bending structure for rigid segmental trailing edge

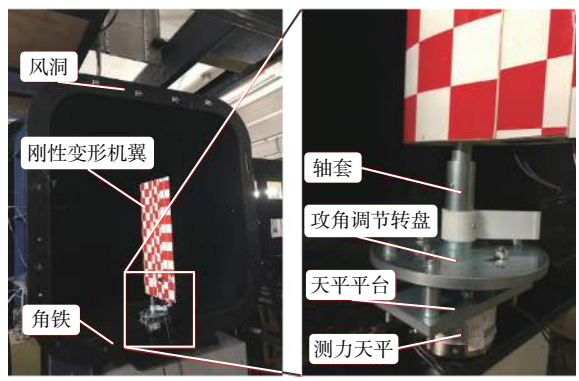



图3 风洞试验支持系统

Fig. 3 Wind tunnel support system

风洞试验相关设备主要包括稳压电源、低通滤波器、数据采集卡、工控机和监控机等，测试系统示意图如图4所示，装置实物图如图5所示。试验过程中给舵机输入控制信号改变机翼的3个转角，并通过监控器监控和记录翼盒实际转角。数据采集卡可以采集得到试验数据，通过数据采集系统传输到上位机，再经由labview编写的图形界面直观展示数据。

其中，A/D转换将时间连续、幅值连续的模拟信号转换成时间离散、幅值离散的数字信号，便于之后数字设备处理。D/A转换将时间离散、幅值离散的数字信号转换成时间连续、幅值连续的模拟信号，便于与舵机接口。

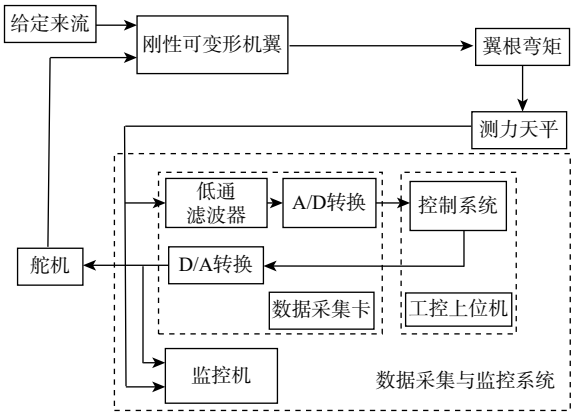



图 4　风洞试验数据采集系统示意图

Fig. 4　Design drawing of wind tunnel data acquisition system

图 5　风洞试验数据采集系统实物图

Fig. 5　Picture of wind tunnel data acquisition system

## 2　变形机翼气动特性分析

在文献 [12] 中针对同一款变弯度机翼的风洞试验结果显示, 转角 1、转角 2 和转角 3 保持 1∶2∶1 的比例偏转时, 变形机翼的升阻比可以在大多数迎角下保持较高水平, 因此, 着重分析原构型 NACA 0015 和构型 1-2-1、构型 2-4-2、构型 4-8-4 的变形规律及气动特性。

首先建立该四段刚性翼盒结构的二维模型, 采用翼型参数化的方法, 以翼盒之间的相对转角为参数, 在保持原有形状的前提下对各翼盒进行分段转动, 由于机翼蒙皮的存在, 各翼段连接点处实际上是一小段光滑过渡的弧线, 因此, 对连接点处进行 3 次样条插值, 最后得到变形后的翼型坐标。原构型和构型 1-2-1、构型 2-4-2、构型 4-8-4 的翼剖面如图 6 所示。

针对变形机翼自适应系统设计的气动力计算需求, 本文只关注变形后构型在巡航状态下的气动特性, 并且为了提高整个自适应控制系统的计算效率应当尽量简化计算过程。对于稳态气动特性分析, 可以采用对二维定常面元法进行黏性修正的方法计算二维翼型气动特性, 通过优化翼型气动外形改善变形机翼的气动特性。

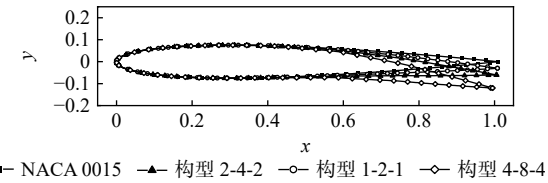



图 6　变形机翼翼剖面

Fig. 6　Deformer wing section

基于势流理论程序耦合 XFOIL 黏性求解器的思路进行二维定常黏性气动力的仿真计算[13]。势流计算采用“源+偶极子”的组合, 得到无黏流场解后与 XFOIL 黏性求解器进行耦合求解, 得到修正后的黏性流场解。这种方法旨在借助经验公式快速求解普朗特边界层积分方程组和欧拉方程的耦合系统, 不仅可以在流场中引入黏性作用并很好地模拟摩擦力和一定范围内的流动分离, 比无黏流场解更接近真实的流动情况, 而且可以保持“面元法”计算成本低的优良特性, 易于集成到 MATLAB 中, 非常符合机翼自适应过程中气动效应计算量大的需求。

势流理论计算程序的思路是将翼型表面划分为 $N$ 个网格, 在每个网格上布置连续分布的源和偶极子, 并将每个网格的中点取为控制点。对每一个控制点计算扰动速度势:

$$\sum_{i=1}^{N} A_i\sigma_i + \sum_{i=1}^{N} B_i\mu_i + \phi_\infty = c \tag{1}$$

式中: $\sigma_i$ 和 $\mu_i$ 分别为第 $i$ 个网格上均匀分布源和偶极子的强度; $A_i$ 和 $B_i$ 分别为单位强度连续点源和连续偶极子对给定控制点的扰动速度势; $\phi_\infty$ 为自由来流扰动速度势; $c$ 表示某一特定常值。

此外, 布置偶极子需要考虑后缘的库塔条件, 即

$$\mu_1 - \mu_N + \mu_w = 0 \tag{2}$$

式中: $\mu_w$ 为尾迹偶极子的强度。

联立式 (1) 和式 (2), 可得偶极子强度。在确定翼型表面偶极子和源分布后, 就可以解出无黏流场的各项气动特性。

XFOIL 求解器通过引入经验公式对普朗特积分边界层方程组式 (3) 进行快速数值求解, 可以用于对联立式 (1) 和式 (2) 的无黏流场结果进行黏性修正。

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}\xi} + \left(2 + H - M_e^2\right)\dfrac{\theta}{u_e}\cdot\dfrac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}\xi} = \dfrac{C_f}{2} \\ \theta\dfrac{\mathrm{d}H^*}{\mathrm{d}\xi} + \left(2H^{**} + H^*(1-H)\right)\dfrac{\theta}{u_e}\cdot\dfrac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}\xi} = \\ \qquad 2C_D - H^*\dfrac{C_f}{2} \end{cases} \tag{3}$$

式中: $\xi$ 和 $\eta$ 为边界层流向和法向坐标; $u$、$\rho$ 和 $u_e$、

$\rho_e$分别为边界层内流向速度、密度和边界层边界处速度、密度；$M_e$为边界层边界处马赫数；$\delta^*$为位移厚度；$\delta^{**}$为密度厚度；$\theta$为动量厚度；$\theta^*$为动能厚度；$H$为形状参数；$H^*$为动能形状参数；$H^{**}$为密度形状参数；$\tau$和$\tau_{wall}$分别为剪应力和壁面剪应力；$C_D$为耗散系数；$C_f$为表面摩擦系数。

图 7～图 9 分别绘制了当 3 个翼段相对偏转角度保持 1∶2∶1 的比例时，各构型下升力系数随迎角变化曲线、极曲线及升阻比随迎角变化曲线。从各构型的升阻比包络线可以看出，通过调整各段转角可使刚性变弯度机翼在较大的迎角范围内都能保持较高升阻比。基于式 (1) ～ 式 (3) 所述气动力计算方法，分别对 NACA 0015 初始构型和构型 1-2-1、构型 2-4-2、构型 4-8-4 进行气动分析。实验工况选取马赫数为 0.2 和雷诺数为$10^6$的典型巡航条件，在该条件下空气的压缩效应尚不明显，也不会出现低雷诺数情况下气动阻力快速非线性增长的现象。

通过增加 3 个翼段相对偏转角度有效提高了机翼的弯度，即该四段翼通过变形可以显著的提高升力，但也因此会造成阻力的增加。升力系数曲线显示随着 3 个转角的增加升力系数整体显著增加，但是最大升力系数对应的迎角也在逐渐减小；极曲线显示该多段翼变形后在相同的阻力系数下可以

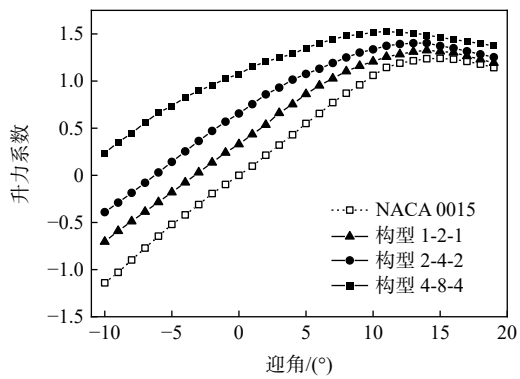



图 7 各构型升力系数随迎角变化曲线

Fig. 7 Variation of lift coefficients of each configuration with angle of attack

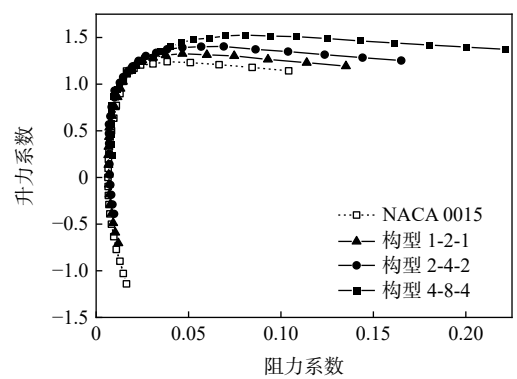



图 8 各构型极曲线

Fig. 8 Pole curve of each configuration

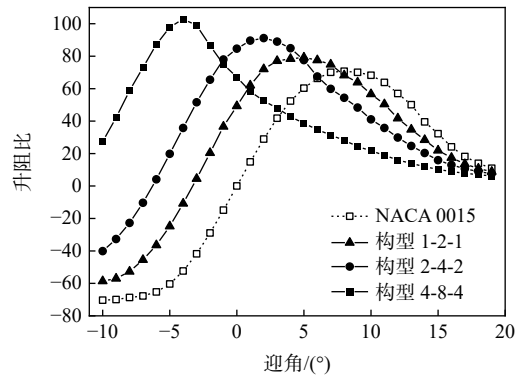



图 9 各构型升阻比随迎角变化曲线

Fig. 9 Variation of lift-drag ratio of each configuration with angle of attack

达到更高的升力系数，有助于提高升阻比从而增加经济效益；升阻比曲线则显示多段翼变形除了有效提高最大升阻比之外也让其对应的迎角迅速下降，可以有效拓宽最大升阻比覆盖的迎角范围，增加飞行速度范围。

## 3 航模舵机补偿控制系统设计

在变形机翼风洞试验平台的设计过程中，往往出于设计空间限制及控制效果的考虑采用普通的伺服舵机，而不是频响特性优良、特性参数完整的直流无刷电机。普通的伺服舵机在使用过程中也存在着一些问题：一方面其内部结构复杂，无法通过理论的方法推导出精确的传递函数；另一方面舵机产品性能报告中缺少详细的频响特性测试报告，无法获得准确的舵机模型和响应数据。除此之外，在变形机翼工作状态下，航模舵机系统和相连翼段受气动力作用，会出现相位滞后和幅值衰减等现象，无法直接将地面频响测试得到的舵机传递函数用于控制律设计。因此，在自适应控制律设计之前，有必要对风洞环境下的伺服系统进行频响测试试验，根据辨识出的传递函数搭建舵机补偿控制系统，确保变形过程的快速和准确[14-15]。

### 3.1 频响特性测试

对该刚性变弯度机翼进行风洞试验，得到 3 个舵机的动态频率响应特性测试数据。在给定的风速和迎角下，锁定其中 2 个舵机，给待测舵机输入正弦扫频的指令信号，通过装在舵轴上的角速度传感器采集翼盒实际转角，同时记录天平测力数据。扫频指令信号初始频率为 0.1 Hz，终止频率为 8.1 Hz，步进步长为 0.5 Hz/次，在每个频率点的舵指令信号长度不少于 10 个周期，采样率为 50 Hz。风速依次设定为 5，10，15 m/s，迎角设定为 0°、2°、4°这 3 个状态，一共 9 种工况。

以来流风速为 5 m/s、机翼迎角为 2°时舵机 3 的动态响应曲线为例，输入指令为 0.1 Hz 频率的正

弦扫频指令信号, 采用曲线拟合的方式将输出响应同样拟合为正弦曲线, 如图 10 所示。其中输入指令在 2.5 s 第 1 次达到峰值, 而输出响应拟合曲线在 2.6 s 第 1 次达到峰值, 可以看出舵机系统在该工况下存在 0.1 s 的纯滞后环节, 在后续的补偿控制环节需要特别注意。

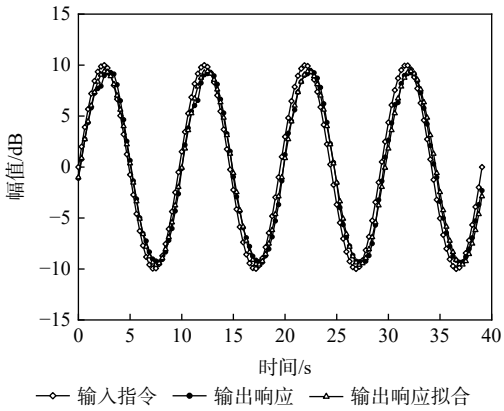



图 10　舵机动态响应曲线

Fig. 10　Dynamic response of steering gear

根据所有试验工况下各舵机的输出响应拟合曲线, 计算出系统在每个频率点上的幅值和相位差, 绘制对应的伯德图如图 11 所示, 从而得到系统整体的频响特性。

根据图 11 的伯德图, 舵机系统整体的幅值随着扫频频率的增加而降低, 同时随着迎角、风速的增加舵机的幅值也在逐渐降低。这是因为气动载荷在这 9 种试验环境中变化较大, 因此, 幅值特性差距较大, 表现为随着气动载荷的增大幅值特性曲线逐渐下降, 幅值衰减现象愈发明显; 相频特性受气动载荷的影响较小, 但随着气动载荷增加也出现相位滞后进一步增大的趋势。对比 3 个舵机的伯德图可以看出, 舵机 1 的幅值衰减和相位滞后现象最为严重, 要高于舵机 2, 更高于舵机 3。这是因为舵机 1 承受的气动载荷和惯性载荷最大, 因而其幅频曲线下降最大。由此可以说明对变形机翼舵机进行频响特性测试与变形补偿的必要性。

### 3.2　舵机传递函数辨识

采用子空间模型辨识法获得舵机传递函数, 该方法仅凭航模舵机的输入指令和相邻翼段偏转响应就可以辨识出舵机的状态空间模型, 本文航模舵机被简化为线性时不变系统, 这种简化在工程上是可靠的[16]。

通过地面扫频试验得到的舵机输入输出数据可以由以下的离散线性时不变状态空间模型描述:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(k)+\boldsymbol{w}(k) \\ \boldsymbol{y}(k)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{D}\boldsymbol{u}(k)+\boldsymbol{v}(k) \end{cases} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{x}(k)\in\mathbf{R}^n$、$\boldsymbol{u}(k)\in\mathbf{R}^m$和$\boldsymbol{y}(k)\in\mathbf{R}^l$分别为$k$时刻航模舵机的状态空间向量、输入指令向量和实际偏角向量; $\boldsymbol{w}(k)\in\mathbf{R}^n$和$\boldsymbol{v}(k)\in\mathbf{R}^l$分别为航模舵机的偏转过程噪声和偏转角测量噪声; $\mathbf{R}$为实数向量, $n$、$m$、$l$为向量的维度; $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{D}$为状态空间模型的系统矩阵。

由式 (4) 描述的模型可以看出, 根据航模舵机地面扫频试验得到的数据序列, 求解出系统矩阵$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{D}$即可获得航模舵机在对应工况下的数学模型。

以行数$M$为标准对式 (4) 描述的舵机系统状态方程进行分块处理, 经变换得:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{Y}_M(k)=&\boldsymbol{\Gamma}_M\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{H}_M\boldsymbol{U}_M(k)+\\ &\boldsymbol{H}_M^{\boldsymbol{w}}\boldsymbol{W}_M(k)+\boldsymbol{V}_M(k) \end{aligned} \tag{5}$$

其中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{Y}_M(k)=[\boldsymbol{y}(0)\quad \boldsymbol{y}(1)\quad \cdots\quad \boldsymbol{y}(M)]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{U}_M(k)=[\boldsymbol{u}(0)\quad \boldsymbol{u}(1)\quad \cdots\quad \boldsymbol{u}(M)]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{W}_M(k)=[\boldsymbol{w}(0)\quad \boldsymbol{w}(1)\quad \cdots\quad \boldsymbol{w}(M)]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{V}_M(k)=[\boldsymbol{v}(0)\quad \boldsymbol{v}(1)\quad \cdots\quad \boldsymbol{v}(M)]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{\Gamma}_M$为广义可观测性矩阵; $\boldsymbol{H}_M$、$\boldsymbol{H}_M^{\boldsymbol{w}}$为广义可控性矩阵; 表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\Gamma}_M=\begin{bmatrix} \boldsymbol{C} \\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A} \\ \vdots \\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{M-1} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{H}_M=\begin{bmatrix} \boldsymbol{D} & \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{B} & \boldsymbol{D} & \cdots & \boldsymbol{0} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{M-2}\boldsymbol{B} & \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{M-3}\boldsymbol{B} & \cdots & \boldsymbol{D} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{H}_M^{\boldsymbol{w}}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{D} & \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{C} & \boldsymbol{0} & \cdots & \boldsymbol{0} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{M-2} & \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{M-3} & \cdots & \boldsymbol{D} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{7}$$

根据系统采样数$N$, 构造 Hankel 矩阵如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{Y}(k)=[\boldsymbol{Y}_M(1)\quad \boldsymbol{Y}_M(2)\quad \cdots\quad \boldsymbol{Y}_M(N)] \\ \boldsymbol{U}(k)=[\boldsymbol{U}_M(1)\quad \boldsymbol{U}_M(2)\quad \cdots\quad \boldsymbol{U}_M(N)] \\ \boldsymbol{X}(k)=[\boldsymbol{x}(1)\quad \boldsymbol{x}(2)\quad \cdots\quad \boldsymbol{x}(N)] \\ \boldsymbol{W}(k)=[\boldsymbol{W}_M(1)\quad \boldsymbol{W}_M(2)\quad \cdots\quad \boldsymbol{W}_M(N)] \\ \boldsymbol{V}(k)=[\boldsymbol{V}_M(1)\quad \boldsymbol{V}_M(2)\quad \cdots\quad \boldsymbol{V}_M(N)] \end{cases} \tag{8}$$

由此可以将舵机系统状态方程转化成 Hankel 矩阵形式:

$$\boldsymbol{Y}(k)=\boldsymbol{\Gamma}_M\boldsymbol{X}(k)+\boldsymbol{H}_M\boldsymbol{U}(k)+\boldsymbol{H}_M^{\boldsymbol{w}}\boldsymbol{W}(k)+\boldsymbol{V}(k) \tag{9}$$

通过斜投影和辅助变量消除噪声项$\boldsymbol{W}(k)$、$\boldsymbol{V}(k)$和未来输入项$\boldsymbol{U}(k)$, 可得

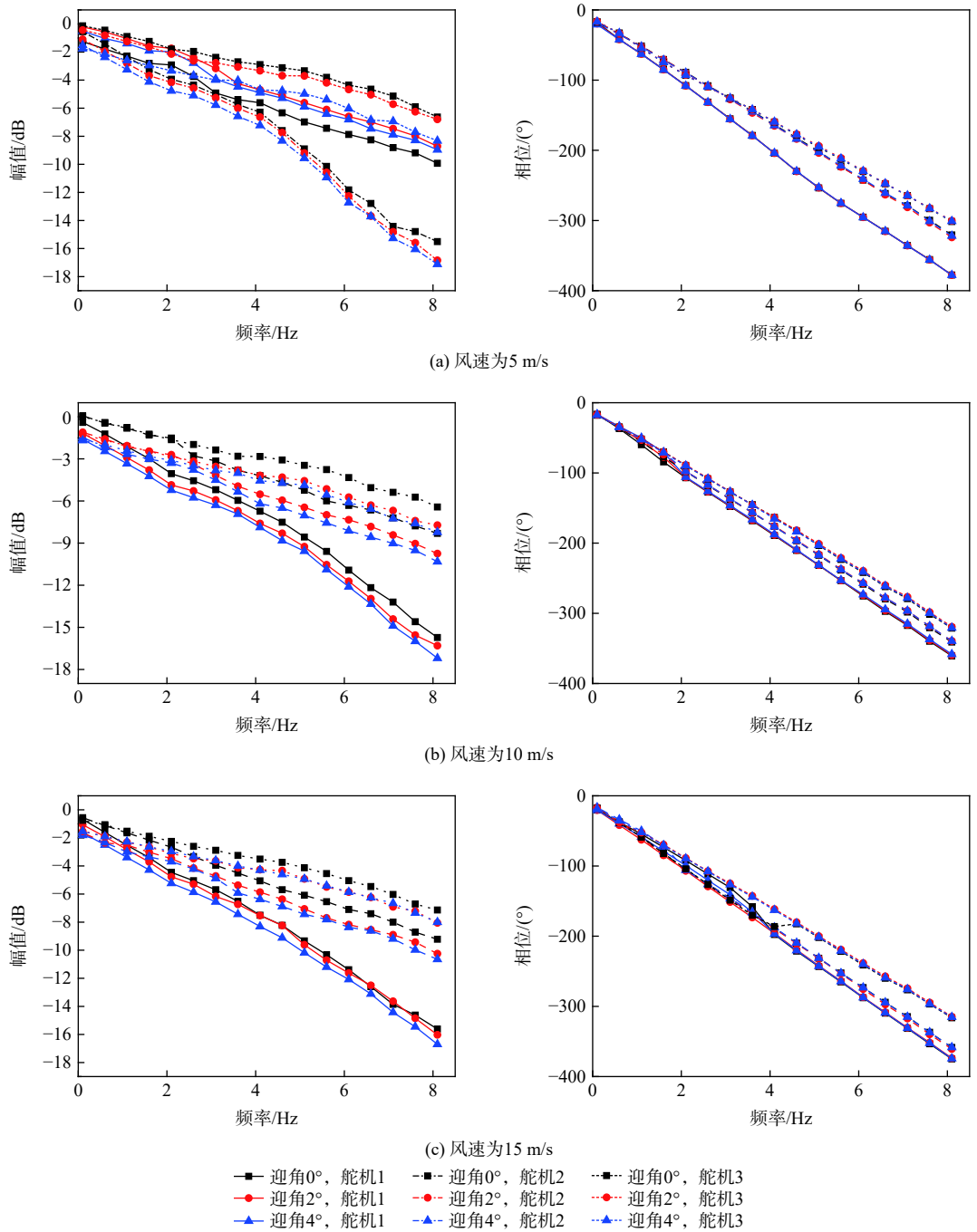



图 11 舵机在各工况下的频响特性

Fig. 11 Frequency response characteristics of steering gear

$$\boldsymbol{O}_M = \boldsymbol{\Gamma}_M \hat{\boldsymbol{X}}(k) \tag{10}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{X}}(k)$为估计的舵机状态序列。当$\boldsymbol{\Gamma}_M$满秩时，$\boldsymbol{O}_M$和$\hat{\boldsymbol{X}}(k)$的列空间重合，维度为系统采样数$N$。对$\boldsymbol{O}_M$进行奇异值(SVD)分解：

$$\boldsymbol{O}_M = [\boldsymbol{U}_1 \quad \boldsymbol{U}_2] \begin{bmatrix} \boldsymbol{S}_1 & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{S}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{V}_1^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{V}_2^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{S}_1 \in \mathbf{R}^{N\times N}$，则$\boldsymbol{\Gamma}_M = \boldsymbol{U}_1 \boldsymbol{S}_1^{1/2}$。由此得到舵机状态序列：

$$\hat{\boldsymbol{X}}(k) = \boldsymbol{\Gamma}_M^{-1} \boldsymbol{O}_M \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{\Gamma}_M^{-1}$表示$\boldsymbol{\Gamma}_M$的 Moore-Penrose 广义逆。

根据估计的舵机状态序列，利用回归法求解舵机系统矩阵，对舵机状态空间线性方程组：

$$\begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{X}}(k+1) \\ \boldsymbol{Y}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A} & \boldsymbol{B} \\ \boldsymbol{C} & \boldsymbol{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{X}}(k) \\ \boldsymbol{U}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho}_w \\ \boldsymbol{\rho}_v \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{\rho}_w$和$\boldsymbol{\rho}_v$为 Hankel 矩阵形式的航模舵机偏转过程噪声和偏转角测量噪声。

进行最小二乘求解，可得

$$\begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{A}} & \hat{\boldsymbol{B}} \\ \hat{\boldsymbol{C}} & \hat{\boldsymbol{D}} \end{bmatrix} = \arg\min_{\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C},\boldsymbol{D}} \left\| \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{X}}(k+1) \\ \boldsymbol{Y}(k) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \boldsymbol{A} & \boldsymbol{B} \\ \boldsymbol{C} & \boldsymbol{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{X}}(k) \\ \boldsymbol{U}(k) \end{bmatrix} \right\|_F^2 \tag{14}$$

式中: $\|\bullet\|_F$为 $F$ 范数。

这样舵机系统的状态空间矩阵$(\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C},\boldsymbol{D})$就被估计出来。与传统的线性系统辨识方法相比, 子空间模型辨识法流程简洁, 没有参数化过程; 不需要进行非线性和迭代优化; 算法可靠, 仅依赖于一些基础的线性代数工具, 如 SVD 分解等优点, 对高阶系统辨识问题也具有很好地鲁棒性。

对图 11 的频响特性测试数据进行传递函数拟合。以舵机 1 在风速为 5 m/s, 迎角为 4°条件下传递函数为例, 传递函数式 (15) 为参数为 0.105 的纯滞后环节$\mathrm{e}^{-\tau s}$与一个$n$阶传递函数$G_0$相乘。拟合得到的传递函数伯德图与实测伯德图对比如图 12 所示, 在 0.1～8.1 Hz 范围内两者基本吻合。

$$G_{\mathrm{A}}(s)=\mathrm{e}^{-0.105s}\frac{18.5s^2+275s+312\,00}{s^3+33.5s^2+1\,960s+335\,00} \tag{15}$$

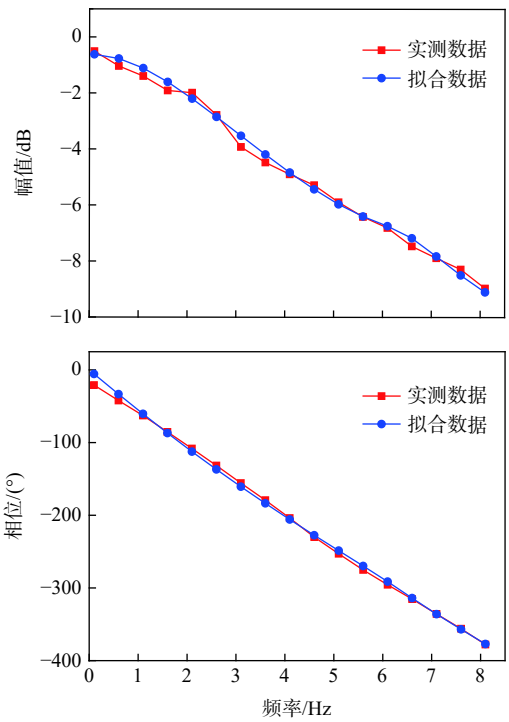



图 12　舵机频响特性拟合与试验数据对比

Fig. 12　Fitting and experimental data of frequency response characteristics

### 3.3　补偿控制系统设计

通过 3.1 节频响特性测试试验可以看出由航模舵机驱动的气动伺服弹性系统存在着明显的幅值衰减和相位滞后现象, 属于时变大时滞系统。采用传统比例积分微分 (proportional-integral-derivative, PID) 控制并引入 Smith 预估控制算法降低控制系统的超调量和响应时间[17-20]。对于时变大滞后系统, 由于纯滞后环节的存在, PID 控制存在着振荡幅度较大、响应速度缓慢的缺陷, 导致系统调节能力较差。Smith 算法通过预判滞后环节的动态特性, 引入补偿环节让系统动态响应过程加快一个固定的时间量, 可以有效降低调节过程的振荡幅度, 加快响应速度。控制流程如图 13 所示。

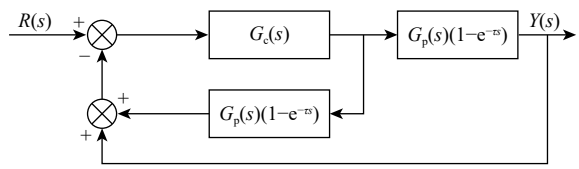



图 13　Smith 预估控制算法流程

Fig. 13　Flow of Smith predictive control algorithm

图 13 中 $G_{\mathrm{c}}(s)$为 PID 系统函数表达式, $G_{\mathrm{p}}(s)(1-\mathrm{e}^{-\tau s})$为含有 Smith 补偿算法的滞后部分, $G_{\mathrm{p}}(s)$为不包含纯滞后环节的系统函数, 纯滞后环节体现在$\mathrm{e}^{-\tau s}$。从控制系统传递函数表达式的角度看, 在引入补偿环节$G_{\mathrm{p}}(s)\mathrm{e}^{-\tau s}$后, 系统表达式从式 (16) 变为式 (17):

$$\frac{Y(s)}{R(s)}=\frac{G_{\mathrm{c}}(s)G_{\mathrm{p}}(s)\mathrm{e}^{-\tau s}}{1+G_{\mathrm{c}}(s)G_{\mathrm{p}}(s)\mathrm{e}^{-\tau s}} \tag{16}$$

$$\frac{Y(s)}{R(s)}=\frac{G_{\mathrm{c}}(s)G_{\mathrm{p}}(s)\mathrm{e}^{-\tau s}}{1+G_{\mathrm{c}}(s)G_{\mathrm{p}}(s)} \tag{17}$$

可以看出通过引入补偿环节$G_{\mathrm{p}}(s)\mathrm{e}^{-\tau s}$, 系统动态响应提前了$\tau$时刻, 与纯滞后环节$\mathrm{e}^{-\tau s}$相互抵消。

针对该多段翼设计的舵机补偿系统如图 14 所示, 在常规的 PID 控制中引入 Smith 预估控制算法, 达到在舵机工作频率范围内补偿幅值衰减和相位滞后的目的, 其中 PID 控制中的参数分别为 1.514、111.3、0, Smith 补偿算法引入的传递函数为$\mathrm{e}^{-0.1s}G_0(s)$。

图 15 为不同控制方式下舵机阶跃响应, 可以看出, 只进行 PID 反馈控制可以有效解决舵机响应过程的幅值衰减问题, 但 0.1s 的纯滞后环节仍然存

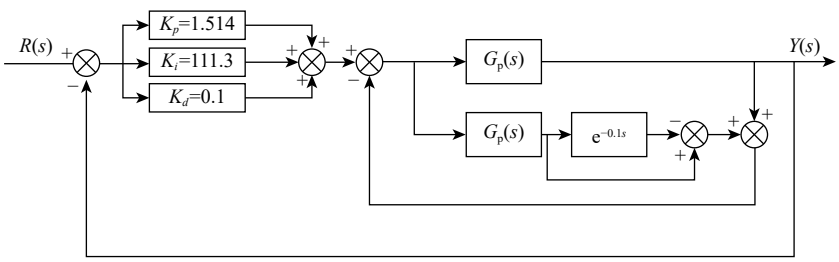



图 14　舵机补偿系统

Fig. 14　Steering gear compensation system

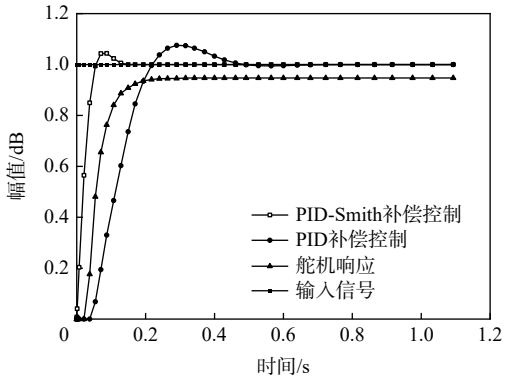



图 15 不同控制方式下舵机阶跃响应

Fig. 15 Step response of steering gear under different control modes

在，通过引入 Smith 补偿算法不仅基本消除了纯滞后环节，而且还可以极大地提高舵机系统响应速度，因此，这种 PID 控制结合 Smith 补偿算法的控制方法可以很好的适用于舵机补偿系统。

## 4 变形机翼自适应控制系统设计

自适应变形反馈控制系统依据风洞试验辨识得到的变形机翼数学模型，通过计算机翼变形过程中不同构型二维翼型的气动特性，提出优化气动外形的控制律。与第 2 节的处理相同，由于在文献 [12] 中针对同一款变弯度机翼的风洞试验结果显示，转角 1、转角 2 和转角 3 保持 1:2:1 的比例偏转时，变形机翼的升阻比可以在大多数迎角下保持较高水平；因此，在变形机翼控制律的设计过程中保留了这个偏转规律，这样可以有效简化分析过程，加快自适应控制系统响应速度。优化气动外形控制律的目的是在飞行环境参数改变后通过气动力计算得到最优构型的大致参数范围，即 3 个翼段相对转角各自需要偏转的角度，并结合舵机补偿控制系统和飞行参数反馈控制系统实现该飞行条件下的最优升阻比变形。

飞行参数反馈控制系统如图 16 所示，控制的主要思路是：当飞行环境发生变化后，首先，通过气动力计算程序分析出最优气动构型的大致范围；然后，通过 3 个舵机驱动变形机翼进行变形，并完成舵机补偿；最后，通过机翼传感器获得各项实时飞行参数（升力系数、升阻比、表面压力分布等），并计算与相关性能指标对应参数的差值完成反馈控制调节。

以该机翼在 0.2 马赫数、$10^6$雷诺数和 2°迎角条件下飞行为例，通过自适应变形达到提高升阻比的效果。在自适应变形过程中升阻比相较原构型明显增加，如图 17 所示。

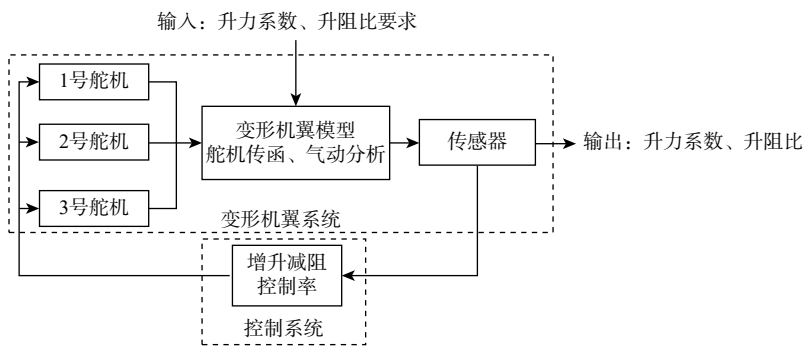
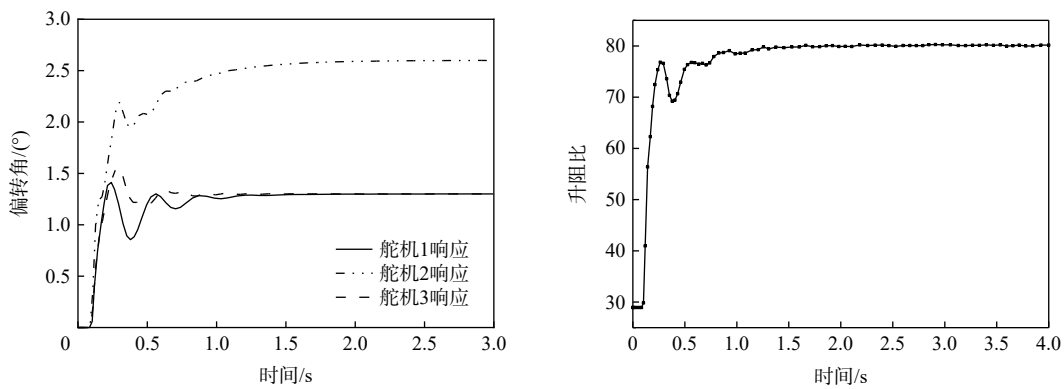



图 16 飞行参数反馈控制系统

Fig. 16 Feedback control system of flight parameter




(a) 各舵机偏转角时域响应 (b) 升阻比时域响应

图 17 自适应变形过程时域响应

Fig. 17 Adaptive time domain response of deformation

可以看出, 升阻比从初始的 28 上升到 80, 3 个舵机的响应过程持续约 1.5s, 并在转角 1、转角 2 和转角 3 分别为 1.25°、2.5°、1.25°的状态下达到该工况下的最优升阻比。

## 5 结　论

1) 本文设计的四段翼变形机翼可变形范围大, 在增升减阻、扩展机翼飞行范围等方面具有明显优势; 设计的舵机频响测试平台准确、便捷的获得了航模舵机的频响特性, 为舵机测试、补偿系统的设计提供了重要参考和经验。

2) 本文开发的“面元法+黏性修正”的气动力计算程序, 在使用欧拉方程进行无黏求解的基础上引入了黏性对流场分布的影响, 可以分析变形机翼不同构型的阻力变化, 用于变形机翼气动性能评估非常适合。

3) 本文设计的舵机频响特性辨识系统和补偿系统对舵机的数学模型进行准确捕捉, 便于深入分析变形过程中的控制规律, 对舵机驱动变形方案的设计提供借鉴和参考。自适应变形反馈控制系统适用于对变形机翼进行变形规律探索和各项性能参数测试, 该系统不限制具体的机翼变形方案和控制规律, 具有较强的适应性和扩展性。通过仿真计算, 该控制系统可以快速自动适应外界飞行环境的变化, 并在升力系数、升阻比等关键飞行参数上相对于固定机翼均有较大提升。

### 参考文献（References）


[1] 崔尔杰, 白鹏, 杨基明. 智能变形飞行器的发展道路[J]. 航空制造技术, 2007, 50(8): 38-41.
CUI E J, BAI P, YANG J M. Development path of intelligent morphing aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007, 50(8): 38-41(in Chinese).

[2] 张音旋, 陈亮, 吴江鹏, 等. 可变弯度机翼后缘的研究进展及其关键技术[J]. 飞机设计, 2017, 37(6): 34-39.
ZHANG Y X, CHEN L, WU J P, et al. Development and key technologies of the variable camber trailing edge[J]. Aircraft Design, 2017, 37(6): 34-39(in Chinese).

[3] MAO S, XIE C C, YANG L, et al. Static aeroelastic characteristics of morphing trailing-edge wing using geometrically exact vortex lattice method[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-15.

[4] 李军府, 艾俊强, 董海锋. 飞机变形技术发展探究[J]. 航空科学技术, 2009, 20(2): 3-6.
LI J F, AI J Q, DONG H F. Research on the development of aircraft morphing technologies[J]. Aeronautical Science and Technology, 2009, 20(2): 3-6(in Chinese).

[5] WOODS B K, BILGEN O, FRISWELL M I. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 25(7): 772-785.

[6] RAGHAVAN B, PATIL M J. Flight control for flexible, high-aspect-ratio flying wings[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 64-74.

[7] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.

[8] JHA A K, KUDVA J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges[J]. Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering, 2004, 5388: 213-224.

[9] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 29-45.
LENG J S, SUN J, LIU Y J. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45(in Chinese).

[10] 孙玉凯, 张仁嘉, 吴志刚, 等. 航模舵机的动态特性测试与系统辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 294-303.
SUN Y K, ZHANG R J, WU Z G, et al. Dynamic property test and system identification of model aircraft actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 294-303(in Chinese).

[11] CONCILIO A, DIMINO I, PECORA R, et al. Structural design of an adaptive wing trailing edge for enhanced cruise performance[C]// Proceedings of the 24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. Reston: AIAA, 2016: 1317.

[12] 冒森, 杨超, 谢长川, 等. 刚性变弯度机翼设计及低速风洞试验研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(21): 157-167.
MAO S, YANG C, XIE C C, et al. Design and low speed wind tunnel tests of a rigid variable camber wing[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(21): 157-167(in Chinese).

[13] WHITFIELD D L, SWAFFORD T W, JACOCKS J L. Calculation of turbulent boundary layers with separation and viscous-inviscid interaction[J]. AIAA Journal, 1981, 19(10): 1315-1322.

[14] 赵志俊, 孟祥喆, 郑浩. 舵机带宽测试系统设计与试验方法研究[J]. 电子测量技术, 2019, 42(1): 63-67.
ZHAO Z J, MENG X Z, ZHENG H. Research on design and test method of actuator bandwidth testing system[J]. Electronic Measurement Technology, 2019, 42(1): 63-67(in Chinese).

[15] 张少应, 陈明哲. 数字化舵机频率特性测试方法与实现[J]. 测控技术, 2017, 36(7): 30-32.
ZHANG S Y, CHEN M Z. Method and implementation of frequency characteristic test for digital servo[J]. Measurement & Control Technology, 2017, 36(7): 30-32(in Chinese).

[16] 章家保, 刘慧, 贾宏光, 等. 电动舵机伺服系统的模型辨识及其校正[J]. 光学 精密工程, 2008, 16(10): 1971-1976.
ZHANG J B, LIU H, JIA H G, et al. Model identification and corrector design for servo system of electromechanical actuator[J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(10): 1971-1976(in Chinese).

[17] 梁春燕, 谢剑英. 大纯滞后系统的自适应补偿控制[J]. 控制理论与应用, 2001, 18(2): 176-180.
LIANG C Y, XIE J Y. The adaptive control with compensation for long time delay system[J]. Control Theory & Applications, 2001, 18(2): 176-180(in Chinese).

[18] 黄伟, 李芹, 王志萍. 增益和相位补偿的双模Smith预估控制算

法[J]. 上海电力学院学报, 2011, 27(6): 603-607.
HUANG W, LI Q, WANG Z P. Research on dual-model Smith predictive control with gain and phrase compensation[J]. Journal of Shanghai University of Electric Power, 2011, 27(6): 603-607(in Chinese).
[19] MEHTA U, KAYA I. Smith predictor with sliding mode control for processes with large dead times[J]. Journal of Electrical Engineering, 2017, 68(6): 463-469.
[20] SAKR A, EL-NAGAR A M, EL-BARDINI M, et al. Improving the performance of networked control systems with time delay and data dropouts based on fuzzy model predictive control[J]. Journal of the Franklin Institute, 2018, 355(15): 7201-7225.

# Design of adaptive deformation wing control system based on system identification

XIE Changchuan, ZHU Lipeng, MENG Yang*, MAO Sen

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract**: Aiming at the defect that the fixed-wing aircraft can not always be in the optimal aerodynamic configuration in the complex and changeable flight environment, the wing design concept which can adapt to the deformation according to the flight environment parameters is proposed. A wing is designed in this study to achieve deformation by deflecting the rigid wing box. The aerodynamic characteristics are investigated by the panel method coupling with the XFOIL viscous corrector. A wind tunnel test platform and data acquisition system for the actuators of the morphing wing are built. A low speed wind tunnel test is then carried out on the deformed pneumatic servo system driven by model aircraft actuators, and the mathematical model of the pneumatic servo system is obtained with the subspace identification method. The servo compensation control is carried out by proportion integral differential (PID) control combined with Smith predictive control algorithm. Finally, according to the aerodynamic data of the morphing wing and the frequency response characteristics of these actuators, a feedback control system of the adaptive morphing wing is designed to optimize the aerodynamic performance based on the compensation of actuators. This design could realize the compensation and adaptive deformation of actuators in complex environments, providing a reference for the subsequent design of the morphing wing.

**Keywords**: morphing wing design; wind tunnel test; aerodynamic computation; dynamic property test of actuator; system identification; deformation control law

**Received**: 2021-11-30; **Accepted**: 2022-01-27; **Published Online**: 2022-05-25 14:20
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220525.1153.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: summy@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0724

# 球面配流副油膜动态耦合建模及求解方法

任东杰[1]，许顺海[2,*]，王少萍[1]，刘小平[1]，白林迎[2]
(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；2. 中铁工程装备集团有限公司，郑州 450016)

**摘 要**：柱塞泵摩擦副多场耦合建模及求解是柱塞泵失效机理研究及可靠性提升的基础，针对双斜式柱塞泵球面配流副多场耦合模型求解难的问题，提出油膜厚度场-压力场-温度场动态耦合模型及求解方法。在球面配流副受力分析的基础上结合雷诺方程和能量方程建立球面配流副油膜厚度场-压力场-温度场耦合模型；基于有限差分法和牛顿迭代法求解动态耦合模型，温度场、压力场、厚度场间相互耦合变化；通过仿真求解，与现有模型进行对比，结果相近且更符合实际，验证了所提模型及求解方法的有效性。

**关 键 词**：双斜式柱塞泵；球面配流副；厚度场-压力场-温度场耦合模型；有限差分法；牛顿迭代法

**中图分类号**：TH137.51

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2771-09

轴向柱塞泵具有高效率和高功重比的优势[1]，在军工[2]、船舶[3]、工程机械[4]等领域得到了广泛的应用。其中高压大流量柱塞泵作为机械设备的关键基础件，在机电设备制造业受到格外重视。摩擦副是高压大流量柱塞泵的薄弱环节之一[5]，有必要研究其多场耦合模型及求解方法，为高压大流量柱塞泵失效机理的研究和可靠性提升奠定基础[6]。

通常，高压大流量柱塞泵为改善摩擦副的受力形式，其结构与传统的柱塞与转轴平行的柱塞泵不同，其柱塞与转轴有一定的倾斜角度，且配流副为球面。此类轴向柱塞泵简称双斜式柱塞泵[7-8]。这种形式具有结构紧凑、体积小、承载面积大、受力状况好、抗倾覆力矩能力强等优点，国内外众多学者对其开展了大量的研究。文献[9-11]基于雷诺平均Navier-Stokes方程对球面配流副的压力场进行了积分计算，考虑了球坐标系中与$z$轴夹角方向的压力场变化，未考虑在$xy$平面投影与$x$轴夹角方向的压力场变化。李小金等[12]建立基于球面坐标系的贴体坐标系，并基于贴体坐标系建立球面配流副的雷诺方程，利用有限差分法求解雷诺方程，得到球面配流副的二维稳态压力场，但并未考虑温度场对油液黏度及压力场的影响。Deng等[13-14]对回程盘的球轴承副进行球面雷诺方程压力场分析，并对柱塞泵泄漏量及磨损量进行研究，同样未考虑温度场对油液黏度的影响。

在柱塞泵运转过程中，温度直接影响油液黏度，进而影响摩擦副中压力场和油膜厚度场的分布。因此，为分析柱塞泵性能，有必要建立考虑厚度场-压力场-温度场的动态耦合模型。但是，高压大流量柱塞泵特殊的球面配流副结构使得多场耦合模型的建立及求解变得困难，有必要进行深入研究。

综上，以双斜式柱塞泵为研究对象，在考虑温度对油液黏度的影响、金属表面热变形和底面流体压力引起的弹性变形的基础上，建立球面配流副油膜厚度场-压力场-温度场动态耦合模型[15-16]，基于

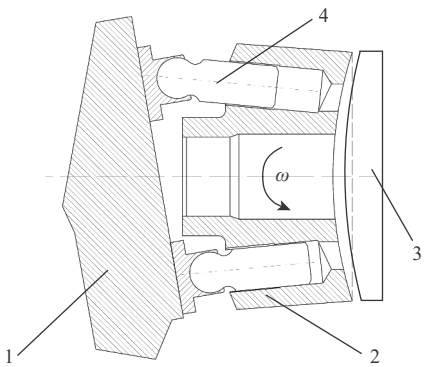
**收稿日期**：2021-12-02；**录用日期**：2022-01-07；**网络出版时间**：2022-01-25 10:48
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1632.003.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (51875014,51875015,51620105010)
*通信作者. E-mail：xushunhai@crectbm.com

*引用格式：任东杰，许顺海，王少萍，等. 球面配流副油膜动态耦合建模及求解方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2771-2779. REN D J，XU S H，WANG S P，et al. Modeling and solution method of oil film dynamic coupling for spherical port pair[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2771-2779 (in Chinese).*

有限差分法求解微分方程的数值解，最后通过仿真方法验证提出的多场耦合模型的有效性和正确性。

## 1 柱塞受力分析

双斜式柱塞泵结构如图1所示，总柱塞个数为9。当主轴按图示逆时针方向以角速度$\omega$转动时，位于上死点的柱塞随缸体转动，在斜盘面作用下，位于图1纸面外的柱塞向下死点运动，当柱塞头部转过角度$\varphi$=180°时，达到下死点并从下死点向上死点运动(见图1纸面内的柱塞)。




1-斜盘 2-缸体 3-配油盘 4-柱塞

图1 双斜式柱塞泵结构

Fig. 1 Structure of double-oblique-type axial piston pump

由几何关系知，柱塞头部的运动轨迹位于斜盘平面与柱塞轴线所在圆锥曲面的交线上。如图2所示，建立柱塞$Oxyz$坐标系[17]，$z$轴为转轴所在直线，$H$为圆锥高度，$R_f$为圆锥底面半径，即上死点到缸体轴线距离，$\varphi$为柱塞头部转过角度，$\beta$为柱塞倾角，平面$AA_1C_1$为斜盘所在平面，$\angle A_1AO=\gamma$为斜盘倾角。

经简单地分析可得，柱塞行程为$AC_1$，其在缸体内的位移方程为

$$S(\varphi)=\frac{R_f\tan\gamma(1-\cos\varphi)}{\cos\beta(1-k_1\cos\varphi)} \tag{1}$$

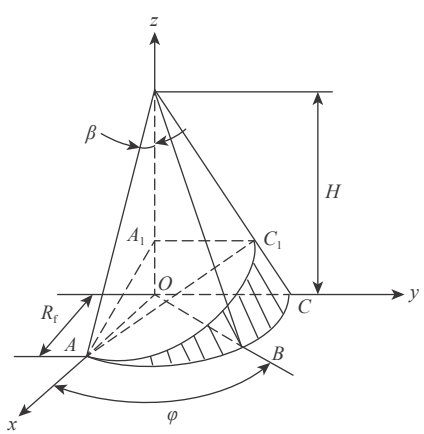



图2 柱塞坐标系

Fig. 2 Coordinate system of plunger

式中：$k_1=\tan\gamma\tan\beta$。

由式(1)可得柱塞速度为

$$v=\frac{R_f\omega(1-k_1)\tan\gamma\sin\varphi}{\cos\beta(1-k_1\cos\varphi)^2} \tag{2}$$

则柱塞加速度为

$$a=\frac{R_f\omega^2(1-k_1)\tan\gamma\left[\cos\varphi(1-k_1\cos\varphi)-2k_1\sin^2\varphi\right]}{\cos\beta(1-k_1\cos\varphi)^3} \tag{3}$$

对单个柱塞进行受力分析，受力图如图3所示。柱塞底部液压力为

$$F_p=\frac{\pi d^2}{4}p_s \tag{4}$$

式中：$d$为柱塞直径；$p_s$为柱塞腔吸排油压力。

柱塞滑靴组件往复运动惯性力为

$$F_a=m_{ps}a \tag{5}$$

式中：$m_{ps}$为柱塞滑靴总质量；$a$为柱塞加速度。

柱塞圆周运动离心力为

$$F_r=m_{ps}(R_f-l_c\sin\beta)\omega^2 \tag{6}$$

式中：$l_c$为柱塞球头中心到柱塞副质心距离。

斜盘对滑靴组件的作用力为

$$F_n=\frac{\pi}{2}\cdot\frac{R_1^2-R_2^2}{\ln(R_1/R_2)}p_r \tag{7}$$

式中：$R_1$、$R_2$为滑靴底面密封带内外半径；$p_r$为滑靴底面油室压力。

回程弹簧力$F_s$及缸体对柱塞的支撑力$F_{N1}$、$F_{N2}$设为未知量，则支撑面所受摩擦力可表示为$fF_n$、$fF_{N1}$、$fF_{N2}$，其中$f=0.008\sim0.08$。

基于图3所示受力分析，建立与柱塞轴线平行方向的力平衡方程为

$$(F_n-F_s)\sin(\gamma+\beta)+F_r\cos\beta+F_{N2}-F_{N1}-fF_n\cos(\gamma+\beta)=0 \tag{8}$$

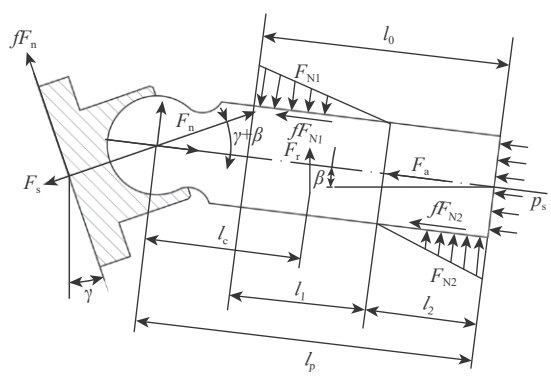



图3 单个柱塞受力分析

Fig. 3 Force analysis of a single plunger

与柱塞轴线垂直方向的力平衡方程为

$$(F_{\mathrm{n}}-F_{\mathrm{s}})\cos(\gamma+\beta)-F_{\mathrm{r}}\sin\beta-F_{\mathrm{f2}}\mathrm{sign}(v)-$$
$$F_{\mathrm{f1}}\mathrm{sign}(v)-F_{\mathrm{p}}+F_{\mathrm{a}}+fF_{\mathrm{n}}\sin(\gamma+\beta)=0 \tag{9}$$

柱塞球头的力矩平衡方程为

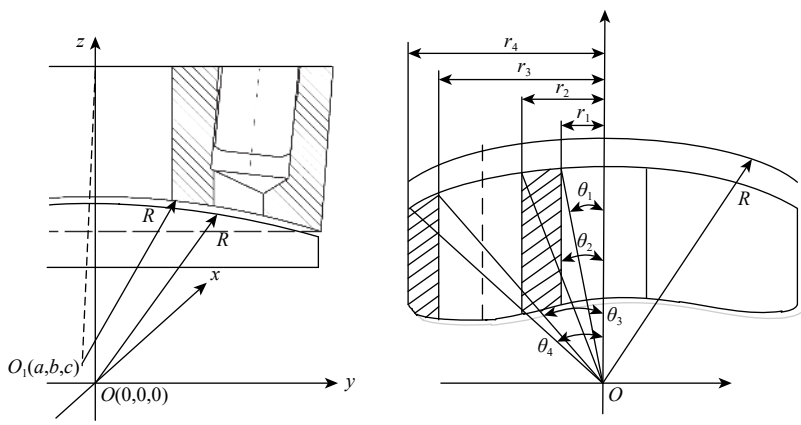
$$F_{\mathrm{f1}}\frac{d}{2}\mathrm{sign}(v)+l_{\mathrm{c}}F_{\mathrm{r}}\cos\beta+F_{\mathrm{N2}}\left(l_{\mathrm{p}}-l_2/4\right)-$$
$$F_{\mathrm{N1}}\left(l_{\mathrm{p}}-l_0+l_1/4\right)-F_{\mathrm{f2}}\frac{d}{2}\mathrm{sign}(v)+$$
$$fF_{\mathrm{n}}(l_{\mathrm{plung}}-l_{\mathrm{p}})\cos(\gamma+\beta)=0 \tag{10}$$

式中: $l_{\mathrm{plung}}$为柱塞位于下死点处柱塞底部与坐标平面距离; $l_{\mathrm{p}}$为柱塞球头中心到柱塞底部的距离; $l_0$为柱塞留缸长度; $l_1$、$l_2$为柱塞所受支撑力与缸体接触长度。

联立式 (8)～式 (10) 可解得单个柱塞在运动过程中所受的力, 由此根据力的相互作用可得柱塞对缸体反作用力。

## 2　缸体受力分析

图 4 为缸体配流副坐标系及其参数, 对缸体配流副建立如图 4(a)所示的坐标系, 其中, 上半部分为柱塞泵缸体结构, 下半部分为柱塞泵配流盘结构, 两者有相同的曲率半径 $R$。定义球面坐标系, 配流盘球心为 $O(0, 0, 0)$, 缸体球心为 $O_1(a, b, c)$。测量配流副各参数如图 4(b)所示, 其中$r_1$、$r_2$、$r_3$、$r_4$分别表示配流副内外密封带的内外半径, $\theta_1$、$\theta_2$、$\theta_3$、$\theta_4$分别表示配流副内外密封带的内外圈边缘与缸体轴线的夹角。




(a) 缸体配流副坐标系　　(b) 配流副参数

图 4　缸体配流副坐标系及其参数

Fig. 4　Coordinate system and parameters of cylinder distribution pair

对缸体进行受力分析, 如图 5 所示, 缸体受到的力有 9 个柱塞分别对缸体施加的压力$F_{\mathrm{N1}i}$、$F_{\mathrm{N2}i}$; 9 个柱塞分别对缸体施加的摩擦力$F_{\mathrm{f1}i}$、$F_{\mathrm{f2}i}$; 缸体所受预压紧力$F_{\mathrm{sx}}$、$F_{\mathrm{sy}}$、$F_{\mathrm{sz}}$及配流副油膜对缸体的支撑力和 9 个柱塞腔中油液分别对缸体施加的压力。

配流副油膜对缸体的支撑力为

$$\begin{cases} F_{ox}=\iint\limits_{\Omega}p(\theta,\varphi)R^2\sin^2\theta\cos\varphi\,\mathrm{d}\theta\mathrm{d}\varphi \\ F_{oy}=\iint\limits_{\Omega}p(\theta,\varphi)R^2\sin^2\theta\sin\varphi\,\mathrm{d}\theta\mathrm{d}\varphi \\ F_{oz}=\iint\limits_{\Omega}p(\theta,\varphi)R^2\sin\theta\cos\theta\,\mathrm{d}\theta\mathrm{d}\varphi \end{cases} \tag{11}$$

式中: $p(\theta,\varphi)$为配流副油膜压力场分布。

每个柱塞腔中油液对缸体施加的压力为

$$F_{\mathrm{p}i}=p_{si}A_i \tag{12}$$

式中: $p_{si}=\dfrac{p_{\mathrm{h}}-p_{\mathrm{l}}}{2}\sin\left(\varphi+\dfrac{2\pi}{9}i\right)+\dfrac{p_{\mathrm{h}}+p_{\mathrm{l}}}{2}$为柱塞腔油液压力, 采用正弦形式拟合高压区与低压区, $p_{\mathrm{h}}$为柱塞泵高压区压力, $p_{\mathrm{l}}$为柱塞泵低压区压力; $A_i$为对应柱塞腔面积。

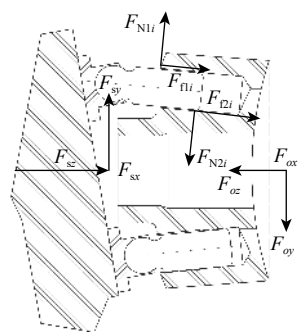



图 5　缸体受力分析

Fig. 5　Cylinder body force analysis

由于式 (12) 中采用的是正弦方式拟合高低压区油液压力, 而不是采用突变形式, 可以通过严格的数学推导证明, 9 个柱塞腔油液对缸体施加的总压力保持恒定, 因此, 总压力与柱塞倾角的正余弦乘积也保持恒定, 即柱塞腔油液对缸体施加的三轴压力保持恒定。

基于图5所示受力分析，建立缸体三轴的力平衡方程为

$$\begin{cases}\sum_{i=1}^{9}\left[(F_{\mathrm{N}1i}-F_{\mathrm{N}2i})\cos\beta\cos\varphi_i-F_{\mathrm{p}i}\sin\beta\cos\varphi_i-\right.\\ \qquad\left.(F_{\mathrm{f}1i}+F_{\mathrm{f}2i})\sin\beta\cos\varphi_i\mathrm{sign}(v_i)\right]=F_{ox}+F_{\mathrm{s}x}\\ \sum_{i=1}^{9}\left[(F_{\mathrm{N}1i}-F_{\mathrm{N}2i})\cos\beta\sin\varphi_i-F_{\mathrm{p}i}\sin\beta\sin\varphi_i-\right.\\ \qquad\left.(F_{\mathrm{f}1i}+F_{\mathrm{f}2i})\sin\beta\sin\varphi_i\mathrm{sign}(v_i)\right]=F_{oy}+F_{\mathrm{s}y}\\ \sum_{i=1}^{9}\left[(F_{\mathrm{N}1i}+F_{\mathrm{N}2i})\sin\beta+F_{\mathrm{p}i}\cos\beta+\right.\\ \qquad\left.(F_{\mathrm{f}1i}+F_{\mathrm{f}2i})\cos\beta\mathrm{sign}(v_i)\right]=F_{oz}+F_{\mathrm{s}z}\end{cases}\tag{13}$$

## 3 球面配流副多场耦合模型

综合考虑配流副油膜厚度场、压力场和温度场的耦合作用。球面坐标系下，配流副任意点油膜的厚度$h(\theta,\varphi)$，压力$p(\theta,\varphi)$和黏度$\mu(\theta,\varphi)$都是变量$\theta$、$\varphi$的函数。由此建立球面坐标系下配流副油膜的雷诺方程为

$$\frac{\partial}{\partial\varphi}\left(\frac{h^3}{\mu}\cdot\frac{\partial p}{\partial\varphi}\right)+\sin\theta\frac{\partial}{\partial\theta}\left(\frac{h^3\sin\theta}{\mu}\cdot\frac{\partial p}{\partial\theta}\right)=6\omega r^2\sin^2\theta\frac{\partial h}{\partial\varphi}+12r^2\sin^2\theta\frac{\partial h}{\partial t}\tag{14}$$

式(14)可整理为

$$\frac{h^3}{\mu}\cdot\frac{\partial^2 p}{\partial\varphi^2}+\frac{h^3\sin^2\theta}{\mu}\cdot\frac{\partial^2 p}{\partial\theta^2}+\left(\frac{3h^2}{\mu}\cdot\frac{\partial h}{\partial\varphi}-\frac{h^3}{\mu^2}\cdot\frac{\partial\mu}{\partial\varphi}\right)\frac{\partial p}{\partial\varphi}+\sin\theta\left(\frac{3h^2\sin\theta}{\mu}\cdot\frac{\partial h}{\partial\theta}-\frac{h^3\sin\theta}{\mu^2}\cdot\frac{\partial\mu}{\partial\theta}+\frac{h^3}{\mu}\cos\theta\right)\frac{\partial p}{\partial\theta}=6\omega R^2\sin\theta\frac{\partial h}{\partial\varphi}+12R^2\sin^2\theta\frac{\partial h}{\partial t}\tag{15}$$

其边界条件为

$$\begin{cases}p(\theta_1,\varphi)=p(\theta_4,\varphi)=0,p(\theta_2,\varphi)=p(\theta_3,\varphi)=p_{\mathrm{s}}\\ p(\theta,0)=p(\theta,2\pi),\left.\dfrac{\partial p}{\partial\varphi}\right|_{(\theta,0)}=\left.\dfrac{\partial p}{\partial\varphi}\right|_{(\theta,2\pi)}\end{cases}$$

利用有限差分法对式(15)中偏微分进行逼近，对2个密封带分别进行网格划分，当网格点不在边界时，有

$$\begin{cases}\dfrac{\partial p_{i,j}}{\partial\theta}=\dfrac{p_{i+1,j}-p_{i-1,j}}{2\Delta\theta}\\ \dfrac{\partial p_{i,j}}{\partial\varphi}=\dfrac{p_{i,j+1}-p_{i,j-1}}{2\Delta\varphi}\end{cases}\tag{16}$$

当网格处于边界时，采用单向差分或者后向差分，则压力分布的二阶偏导为

$$\begin{cases}\dfrac{\partial^2 p_{i,j}}{\partial\theta^2}=\left[\left(\dfrac{\partial p_{i+\Delta\theta,j}}{\partial\theta}\right)-\left(\dfrac{\partial p_{i-\Delta\theta,j}}{\partial\theta}\right)\right]\Big/\Delta\theta=\\ \qquad\left(\dfrac{p_{i+1,j}-p_{i,j}}{\Delta\theta}-\dfrac{p_{i,j}-p_{i-1,j}}{t\Delta\theta}\right)\Big/\Delta\theta=\dfrac{p_{i+1,j}+p_{i-1,j}-2p_{i,j}}{\Delta\theta^2}\\ \dfrac{\partial^2 p_{i,j}}{\partial\varphi^2}=\left[\left(\dfrac{\partial p_{i,j+\Delta r}}{\partial\varphi}\right)-\left(\dfrac{\partial p_{i,j-\Delta r}}{\partial\varphi}\right)\right]\Big/\Delta\varphi=\\ \qquad\left(\dfrac{p_{i,j+1}-p_{i,j}}{\Delta\varphi}-\dfrac{p_{i,j}-p_{i,j-1}}{\Delta\varphi}\right)\Big/\Delta\varphi=\dfrac{p_{i,j+1}+p_{i,j-1}-2p_{i,j}}{\Delta\varphi^2}\end{cases}\tag{17}$$

考虑黏温效应和黏压效应，配流副油膜油液的动力黏度受到温度和压力的影响：

$$\mu=\mu_0\exp\left[\alpha_p p-\alpha_T(T-T_0)\right]\tag{18}$$

式中：$\mu$为油液动力黏度修正值；$p$为配流副油膜压力场分布；$T_0$为参考温度，一般为20℃；$T$为配流副油膜温度场分布；$\mu_0$为$p$=0，$T$=$T_0$时油液的动力黏度；$\alpha_p$为黏压系数；$\alpha_T$为黏温系数。

相比于$\theta$、$\varphi$方向的热传导，$r$方向的热传导可以忽略。油膜温度场分布可以由下面的能量方程求出：

$$c_p\rho\omega\frac{\partial T}{\partial\varphi}=\lambda\left(\frac{1}{R^2\sin^2\theta}\cdot\frac{\partial^2 T}{\partial\varphi^2}+\frac{1}{R^2}\cdot\frac{\partial^2 T}{\partial\theta^2}+\frac{\cos\theta}{R^2\sin\theta}\cdot\frac{\partial T}{\partial\theta}\right)+\mu\omega^2\tag{19}$$

式中：$c_p$为油液比热容；$\rho$为油液密度。

与球面坐标雷诺方程求解类似，球面坐标能量方程整理后可利用差商代替偏导数，从而推导出有限个离散点迭代关系的线性方程组。求解出线性方程组的数值解，可用来近似逼近偏微分方程的解，利用牛顿迭代法求解足够精确的数值解。

根据图4所示坐标系，建立配流副油膜厚度场模型。配流盘球心位于原点，则其球面方程为

$$x^2+y^2+z^2=R^2\tag{20}$$

可定义从原点$O$穿过配流盘球面点到达缸体球面点的距离为油膜厚度，也可定义$z$坐标的差值为油膜厚度[18]，为计算简便，选择定义2个球面$z$坐标的差值为油膜厚度，则配流副任意一点的油膜厚度可表示为

$$h(\theta,\varphi)=\sqrt{R^2-(x_0-a)^2-(y_0-b)^2}+c-\sqrt{R^2-x_0^2+y_0^2}=\sqrt{R^2-k_a{}^2-k_b{}^2}+c-R\cos\theta\tag{21}$$

式中：$k_a=R\sin\theta\cos\varphi-a$；$k_b=R\sin\theta\sin\varphi-b$。

则膜厚对$\theta$、$\varphi$、$t$的变化率分别为

$$\begin{cases}\dfrac{\partial h}{\partial \theta}=\dfrac{-k_aR\cos\varphi\cos\theta-k_bR\sin\varphi\cos\theta}{\sqrt{R^2-k_a{}^2-k_b{}^2}}+R\sin\theta\\ \dfrac{\partial h}{\partial \varphi}=\dfrac{k_aR\sin\theta\sin\varphi-k_bR\sin\theta\cos\varphi}{\sqrt{R^2-k_a{}^2-k_b{}^2}}\\ \dfrac{\partial h}{\partial t}=\dfrac{k_a\dot{a}+k_b\dot{b}}{\sqrt{R^2-k_a{}^2-k_b{}^2}}+\dot{c}\end{cases}\tag{22}$$

为了精确估计油膜厚度, 需要考虑金属表面热变形对上式厚度模型进行修正, 修正公式可以表示为

$$h(\theta,\varphi)=h_0(\theta,\varphi)+\Delta h_T+\Delta h_p\tag{23}$$

式中: $h(\theta,\varphi)$为油膜厚度修正模型输出的配流副油膜厚度场; $h_0(\theta,\varphi)$为油膜厚度模型输出的配流副油膜厚度场; $\Delta h_T$为金属表面热变形; $\Delta h_p$为底面流体压力引起的弹性形变。两者变形的计算公式为

$$\begin{cases}\Delta h_T=a_T\Delta T(r,\theta)l_{\text{valve}}\\ \Delta h_p=l_{\text{valve}}p_{i,j}/E_{\text{v}}+l_{\text{cy}}p_{i,j}/E_{\text{cy}}\end{cases}\tag{24}$$

式中: $a_T$为材料的线膨胀系数; $\Delta T(\theta,\varphi)$为该点温度与基础温度的差值; $l_{\text{valve}}$为该点配流盘厚度; $E_{\text{v}}$为配流盘材料的弹性模量; $E_{\text{cy}}$为缸体材料的弹性模量; $l_{\text{cy}}$为该点缸体厚度; $p(i,j)$为节点$(i,j)$的压力。

## 4　求解算法及结果分析

基于上述分析, 在 MATLAB 中利用相应算法实现多场耦合模型求解, 共包括 3 层循环: 最内环有限差分法求解球面坐标系下雷诺方程和能量方程, 得到的结果如厚度场、压力场、温度场等代入第 2 环中, 通过牛顿迭代法求解非线性方程组, 判断收敛后由此求得缸体球心变化率, 最外环是配流副在旋转过程中进行缸体球心更新和配流副油膜厚度更新。多场耦合模型求解算法流程如图 6 所示。

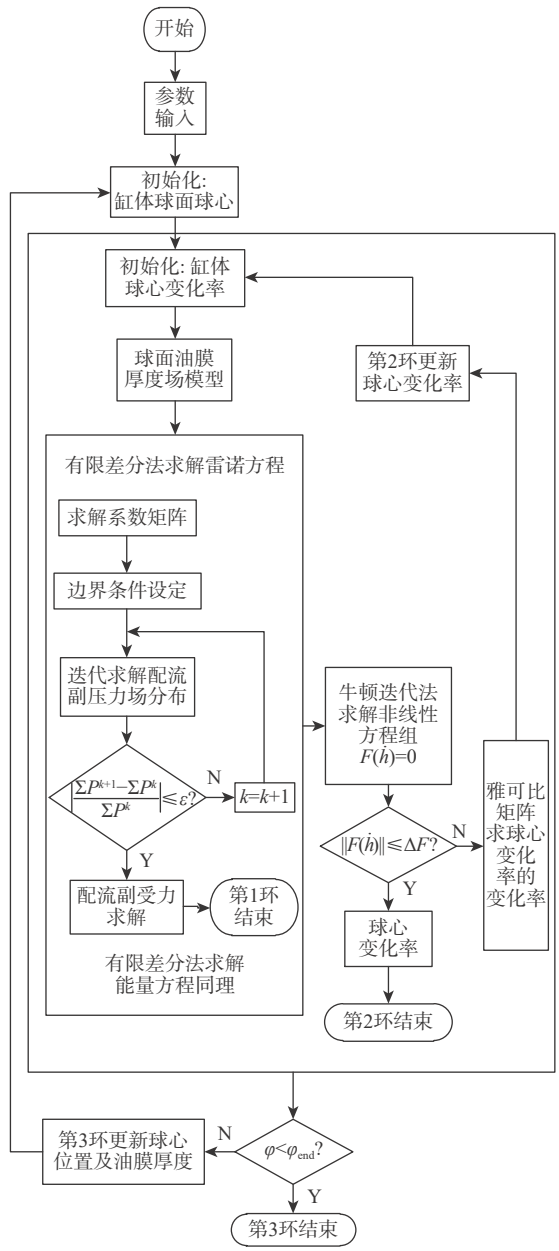



图 6　配流副油膜动态耦合模型仿真计算流程

Fig. 6　Simulation calculation process of oil film dynamic coupling model of distribution pair

为验证提出的球面配流副油膜耦合模型, 对某型号双斜式柱塞泵进行建模仿真, 代入测得的数据, 如表 1 所示。运行后得到的油膜厚度和三轴力动态变化曲线如图 7 所示。

运行程序 5 个周期, 得到缸体与配流盘之间的油膜动态变化规律如图 7 所示。由于柱塞腔油液在每个角度对缸体的三轴压力恒定, 因此, 油膜的厚度在稳定后变化不大。从图 7 中可以看出, 程序在运行 90°后, 配流盘每旋转 1 周, 油膜呈周期性地变化规律, 其中, $x$ 轴方向受力接近于 0, $z$ 轴受力最大, 这与实际情况相符合, 同时也表明从程序运行 90°往后, 模型已经基本收敛。

为了油膜特性的分析精度, 取程序运行第 5 个周期的仿真结果作为油膜特性分析依据。根据图 7 结果当缸体逆时针旋转时, 相当于配流盘带着高低压区在缸体上顺时针旋转, 在第 5 圈时, 配流盘和缸体之间油膜厚度场、压力场及温度场的动态变化如图 8 所示。图 8 中, 每一列表示在相应转角处的各个场, 第 1 行表示厚度场, 第 2 行为压力场, 第 3 行为温度场。油膜厚度场始终呈现球面坐标下的圆环形分布, 由于缸体在旋转过程中的球心变化, 导致球面环形油膜一边高一边低, 但始终保持着形状, 且压力高的一侧由于金属受压力作用导致的弹性变形较大因此油膜厚度也较大, 压力小的一侧由于金属受压力作用导致的弹性变形较小, 因此油膜厚度也较小, 这点在转角为 1 530°和 1 710°处

**表1 仿真数据**

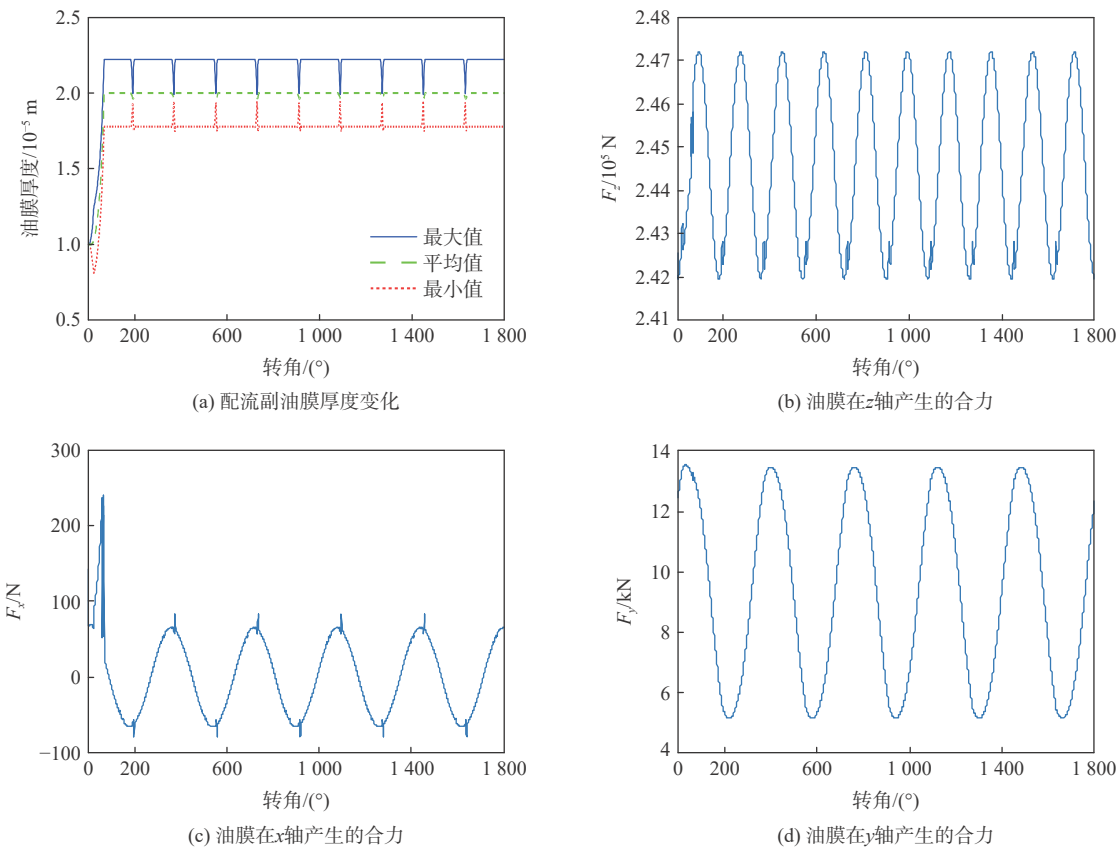
**Table 1 Simulation data**

| 参数 | 数值 |
|---|---|
| 转速/(r·min$^{-1}$) | 1 500 |
| 高压区压强 $p_h$/MPa | 30 |
| 低压区压强 $p_l$/MPa | 3 |
| 柱塞倾角 $\beta$/(°) | 5 |
| 斜盘倾角 $\gamma$/(°) | 15 |
| 配流盘曲率半径 $R$/mm | 58.9 |
| 圆锥半径 $R_f$/mm | 103.8 |
| 柱塞直径 $d$/mm | 45 |
| 柱塞滑靴总质量 $m_{ps}$/g | 1970 |
| 柱塞球头到柱塞副距离/mm | 48.52 |
| 滑靴密封带内外半径/mm | 25, 20.9 |
| 黏压系数 $\alpha_p$ | $1.8\times10^{-8}$ |
| 黏温系数 $\alpha_T$ | 0.03 |
| 油液比热 $c_p$/(J·(kg·℃)$^{-1}$) | 1 884 |
| 油液密度 $\rho$/(kg·m$^{-3}$) | 850 |

尤为明显。在这2处,配流副油膜压力场产生畸变,某些角度密封带压力比对应的进出油腔压力大得多,此时对应的油膜厚度也大,因此,认为是金属变形导致的油膜厚度变大。对于配流副油膜压力场分布,由于在封油带采用正弦拟合高低压区压强,因此,封油带呈现较为规则的环形,而在密封带,压力有时会比封油带高,有时又会比封油带低。

文献[9]在研究球面配流副油膜时未考虑周向压力场变化,只考虑径向压力场变化,认为高压区范围中不同周向角度的压力场变化曲线保持一致,将其作为参考,与本文所述多场耦合数值求解方法不同转角结果压强最大处进行对比,结果如图9所示。

从图9中可以看出,参考压力分布在内外密封带均成线性分布,本文所述多场耦合数值求解方法在第5周期的不同转角处压力最大处压力场分布不同,当转角在0和π附近时,压力分布与参考分布接近,当转角在π/2和3π/2处时,压力分布变化较大,但整体趋势一致,同时此处压力场导致的各向压力均为最大或最小。文献[9]求出的参考压力分布与基于牛顿迭代法和有限差分法求解雷诺方程和能量方程计算出的最高压处压力分布极为接近,但未考虑周向压力场变化,认为高压区范围中不同周向角度的压力场变化曲线保持一致,而所述数值求解方法压力分布在周向会有变化。




(a) 配流副油膜厚度变化

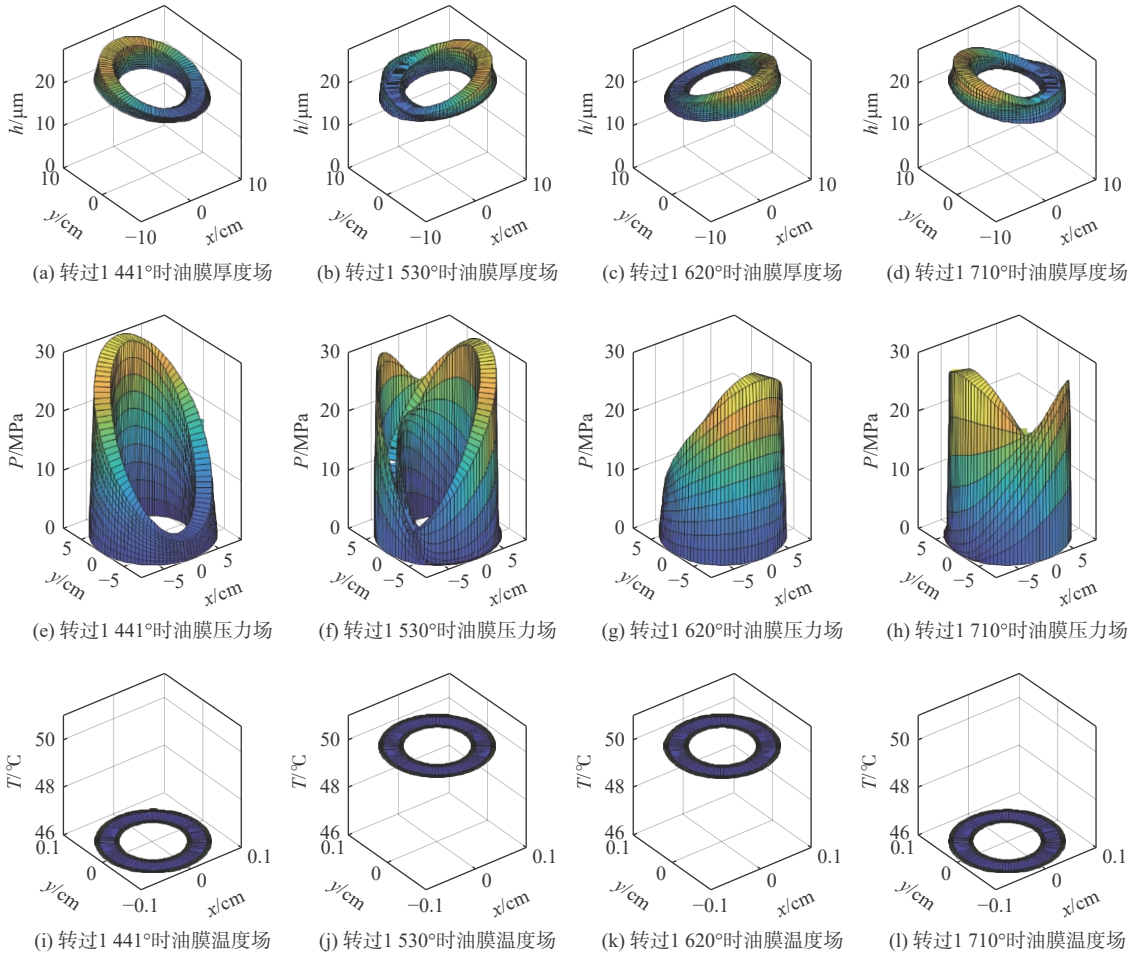
(b) 油膜在$z$轴产生的合力

(c) 油膜在$x$轴产生的合力

(d) 油膜在$y$轴产生的合力

图7 配流副油膜厚度、合力变化曲线

Fig. 7 Curves of oil film thickness and resultant force of distribution pair




(a) 转过1 441°时油膜厚度场　(b) 转过1 530°时油膜厚度场　(c) 转过1 620°时油膜厚度场　(d) 转过1 710°时油膜厚度场

(e) 转过1 441°时油膜压力场　(f) 转过1 530°时油膜压力场　(g) 转过1 620°时油膜压力场　(h) 转过1 710°时油膜压力场

(i) 转过1 441°时油膜温度场　(j) 转过1 530°时油膜温度场　(k) 转过1 620°时油膜温度场　(l) 转过1 710°时油膜温度场

图 8　配流副油膜厚度场、压力场和温度场分布

Fig. 8　Distribution of oil film thickness field, pressure field and temperature field of distribution pair

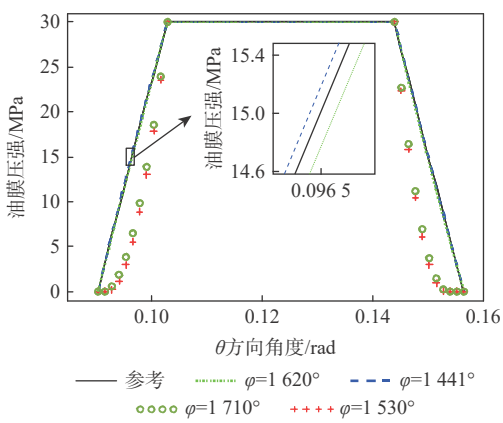



图 9　不同转角压力分布比较

Fig. 9　Comparison of pressure distribution at different rotation angles

## 5　结　论

1) 综合考虑球面配流副间隙的油膜和缸体、柱塞对球面配流副的作用, 考虑温度对油液黏度的影响、金属表面热变形和底面流体压力引起的弹性变形, 使压力场建模和求解更加精确, 为双斜式柱塞泵的理论研究提供基础。

2) 采用正弦拟合排油区和吸油区的压力分布, 导致计算的压力场分布和各方向的力呈规律性变化, 若采用其他方式表述吸排油区压力分布, 计算结果会有略微变化。

3) 基于牛顿迭代法和有限差分法求解雷诺方程和能量方程, 求解结果与参考结果在最高压处数值极为接近, 表明本文提出的球面配流副油膜厚度场-压力场-温度场耦合模型正确、可行, 但本文结果在周向存在变化, 与实际更为符合。

## 参考文献（References）

[1] CHAO Q, ZHANG J H, XU B, et al. Test rigs and experimental studies of the slipper bearing in axial piston pumps: A review[J]. Measurement, 2019, 132: 135-149.

[2] GAO K, FU Y L, ZHAO J G, et al. Thermal analysis and simulation for EHA hydraulic piston pump[C]//Proceedings of 2021 Chinese Intelligent Systems Conference. Berlin: Springer, 2022: 874-883.

[3] RHAKASYWI D, MARASABESSY A, HATUWE M R, et al. Safety factor of pump vibrations on ships based on the natural frequency of pump vibrations according to ISO 10816-3 [J]. Safety, 2020, 43(7): 180-192.

[4] DESHMUKH S, RAINA A K, MURTHY V M S R, et al. Road-header—A comprehensive review[J]. Tunnelling and Underground Space Technology, 2020, 95: 103148.

[5] WU H C, ZHAO L M, NI S L, et al. Study on friction performance and mechanism of slipper pair under different paired materials in high-pressure axial piston pump[J]. Friction, 2020, 8(5): 957-969.

[6] JI Z L. Research on thermal-fluid-structure coupling of valve plate pair in an axial piston pump with high pressure and high speed[J]. Industrial Lubrication and Tribology, 2018, 70(6): 1137-1144.

[7] 卿绿军, 陈万强, 李祥阳, 等. 工作参数对斜柱塞轴向柱塞泵流量特性的影响[J]. 液压气动与密封, 2017, 37(9): 51-55.
QING L J, CHEN W Q, LI X Y, et al. Influence of operating parameters on the flow characteristics for axial piston pump with conical barrel[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2017, 37(9): 51-55(in Chinese).

[8] 薛亚峰. 轴向柱塞变量泵平面与球面配流副磨损量的对比分析[J]. 矿山机械, 2016, 44(2): 93-96.
XUE Y F. Comparative analysis on abrasion loss of planar and spherical port pair of axial piston variable pump[J]. Mining & Processing Equipment, 2016, 44(2): 93-96(in Chinese).

[9] 李小宁, 毕诸明. 球面配流副的力学模型研究[J]. 机床与液压, 1996, 24(1): 9-13.
LI X N, BI Z M. Study of mechanical model of spherical port plate[J]. Machine Tool & Hydraulics, 1996, 24(1): 9-13(in Chinese).

[10] 王伟. 轴向柱塞泵球面配流副理论研究[D]. 淮南: 安徽理工大学, 2009.
WANG W. Axial piston pump with flow spherical vice theoretical research[D]. Huainan: Anhui University of Science & Technology, 2009 (in Chinese).

[11] 李传奇. 双斜式轴向柱塞泵的理论基础研究[D]. 淮南: 安徽理工大学, 2009.
LI C Q. Theoretical fundamental research of the double-oblique-type axial piston pump[D]. Huainan: Anhui University of Science & Technology, 2009 (in Chinese).

[12] 李小金, 苑士华, 胡纪滨. 球面配流副二维稳态压力场的数值求解方法研究[J]. 中国机械工程, 2010, 21(2): 150-154.
LI X J, YUAN S H, HU J B. Numerical solution for two-dimensional steady-state pressure distribution on spherical port plate of axial piston machines[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(2): 150-154(in Chinese).

[13] DENG H S, WANG L, GUO Y C, et al. Analysis of the hydrodynamic lubrication characteristics of the external return spherical bearing pair of an axial piston pump/motor[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 1-14.

[14] DENG H S, HU C, WANG Q C, et al. Friction and wear analysis of the external return spherical bearing pair of axial piston pump/motor[J]. Mechanics & Industry, 2020, 21(1): 104.

[15] SHI C, WANG S P, WANG X J, et al. Dynamic lubrication model for slipper/swashplate of high-speed electro-hydrostatic actuator pump[C]//2017 12th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA). Piscataway: IEEE Press, 2018: 642-647.

[16] SHI C, WANG S P, WANG X J, et al. Variable load failure mechanism for high-speed load sensing electro-hydrostatic actuator pump of aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(5): 949-964.

[17] 许贤良, 刘利国. $A_4V$柱塞泵运动方程研究[J]. 煤矿机械, 2001, 22(7): 19-21.
XU X L, LIU L G. Research on movement equation of $A_4V$ piston pump[J]. Coal Mine Machinery, 2001, 22(7): 19-21(in Chinese).

[18] 向伦凯, 周燕飞. 球面配流副油膜的几何成型计算[J]. 机械设计与制造工程, 2016, 45(9): 21-24.
XIANG L K, ZHOU Y F. Geometric shape calculation of the oil film in the spherical port plate pair[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2016, 45(9): 21-24(in Chinese).

# Modeling and solution method of oil film dynamic coupling for spherical port pair

REN Dongjie[1], XU Shunhai[2,*], WANG Shaoping[1], LIU Xiaoping[1], BAI Linying[2]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. China Railway Engineering Equipment Group Co., Ltd., Zhengzhou 450016, China)

**Abstract**: The multi-field coupling modeling and solution of the friction pair of the piston pump is the basis for the study of the failure mechanism of the piston pump and the improvement of its reliability. To resolve the difficulty, in solving the multi-field coupling model of the spherical port pair of the double-oblique-type axial piston pump, a dynamic coupling model of oil film thickness field-pressure field-temperature field and its solution method are proposed. First, based on the force analysis of the spherical port pair, the Reynolds equation and the energy equation are combined to establish a coupling model of the thickness field-pressure field-temperature field of the spherical port pair. Secondly, the dynamic coupling model is solved based on the finite difference method. Finally, the simulation is compared with the existing model to verify the effectiveness of the proposed model and solution method.

**Keywords**: double-oblique-type axial piston pump; spherical port pair; coupling model of thickness field-pressure field-temperature field; finite difference method; Newton's method

**Received**: 2021-12-02; **Accepted**: 2022-01-07; **Published Online**: 2022-01-25 10:48

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220124.1632.003.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (51875014,51875015,51620105010)

* **Corresponding author**. E-mail: xushunhai@crectbm.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0726

# 基于改进雷达图法的群智能算法综合性能评估

程宝鹏[1]，方洋旺[1,2,*]，彭维仕[3]，杜泽弘[4]

(1. 西安邮电大学 计算机学院，西安 710121；2. 西北工业大学 无人系统技术研究院，西安 710072；3. 武警工程大学 装备管理与保障学院，西安 710086；4. 上海机电工程研究所，上海 201109)

**摘 要**：为解决传统性能评估方法无法准确评估群智能算法性能的问题，提出一种基于改进雷达图法的群智能算法综合性能评估方法。建立适应度评价次数、寻优时间、寻优稳定性、寻优精度、覆盖度、覆盖速率6种群体智能算法性能评估指标模型。在典型测试函数上，基于上述6种指标，通过改进雷达图法分析3种常用群智能算法的综合性能。仿真结果表明：所提方法能够全面客观的反映群智能算法的综合性能，为群智能算法的性能分析、优化和决策提供理论依据。

**关 键 词**：群智能算法；函数优化；雷达图法；覆盖度；覆盖速率；综合性能评估

**中图分类号**：TP302.7

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2780-10

群智能模拟自然界中社会群体的集体行为，其源自于一种群体间分散控制，自组织的自适应策略，无需群体集中控制便能达到群体智能的行为[1]。目前，群体智能算法已经应用于求解特征选择问题[2]、聚类问题[3]、调度问题[4]、无人机路径规划问题[5]等。

群智能优化算法种类颇多，各种算法之间各有优劣，在应用群智能算法求解问题时，有必要对算法的性能进行评估，以便针对不同性质的问题选择合适的解决方法，但目前在群智能算法性能评估方面主要是针对某种算法在参数上进行修改并做出性能评估[6]，或者是针对算法寻优过程中搜索精度这一指标进行性能评估[7]，或者是针对算法寻优过程中收敛速度这一指标进行性能评估[8]，或者是运用一些统计学方法针对常用的指标进行量化[9]，或者是通过对常用指标量化等级，然后取等级的均值作为最终的算法性能评估结果[10]，而这些评估方法所评估的结果在实际应用时可能让决策者有错误的决策。

为了解决在评估算法时，传统方法带来的决策误差，本文开展基于雷达图法的群智能优化算法综合性能指标评估的研究。在引入覆盖度与覆盖速率的基础上建立其数学模型，并结合其他常用指标构建综合评估模型，最后，在基准函数上通过仿真验证该模型的正确性与可行性。

## 1 群体智能算法性能评估指标体系构建

群体智能算法的性能是由多个因素制约的，通常，算法精度可能比较重要，本文综合考虑算法寻优过程中找到目标解的精度、目标解的确定性、收敛速度、耗时及种群多样性等，得到群智能算法的性能评估指标体系如图1所示。

其中，寻优精度用来衡量算法搜索的精度；寻优稳定性用来衡量算法搜索到最优解的确定性；适应度评价次数用来衡量算法的收敛速度；寻优时间用来衡量算法搜索到最优解所耗费的时间；寻优覆盖度和覆盖速率用来说明算法搜索过程中的种群多样性，前者说明算法搜索未知区域的能力，后者说明算法搜索未知区域的速度。

**收稿日期**：2021-12-02；**录用日期**：2022-01-17；**网络出版时间**：2022-02-15 11:02
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1421.004.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (71801222,61973253)
*通信作者. E-mail：17792018598@163.com

*引用格式：程宝鹏，方洋旺，彭维仕，等. 基于改进雷达图法的群智能算法综合性能评估 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2780-2789.*
*CHENG B P，FANG Y W，PENG W S，et al. Comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithms based on improved radar graph method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2780-2789 （in Chinese）.*

由于群智能算法是依概率搜索算法, 每次的执行结果会有所不同, 所以需多次执行, 取其均值作为最终结果, 设算法独立执行$n$次。

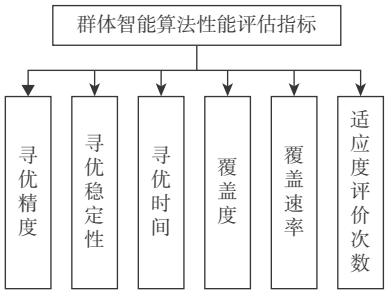



图 1　群智能算法性能评估指标体系

Fig. 1　Performance evaluation indicators system of swarm intelligence algorithms

### 1.1　寻优精度

寻优精度是群智能算法应用于解决优化问题中首要考虑的, 寻优精度用群智能算法搜索到理论值与实际值之间的绝对误差来衡量, 误差越小, 则搜索精度越高。

在函数寻优问题中, 函数的理论最优解及最优值是已知的, 假设理论最优值为$f_t$, 而应用群智能算法找到的实际最优值为$f_r$, 则算法搜索精度计算式为

$$\begin{cases}\theta = |f_r - f_t| \\ \Theta = \dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}\theta_i\end{cases} \tag{1}$$

式中: $\Theta$为群智能算法的平均搜索精度; $\theta_i$为算法第$i$次独立执行时的搜索精度。

### 1.2　寻优稳定性

寻优稳定性决定算法求解优化问题的成功率, 较为稳定的算法几乎总能找到优化问题的最优解, 稳定性用算法在$n$次独立执行过程中寻优精度的标准差来衡量, 标准差越接近于 0, 则算法越稳定, 标准差计算式为

$$f_s = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(f_r^i - \Theta)^2} \tag{2}$$

式中: $f_r^i$为算法第$i$次独立执行实际寻优值; $f_s$为标准差。

### 1.3　寻优时间

寻优时间与算法时间复杂度密切相关, 同时, 也和算法的寻优精度有一定的关系, 由于有些算法不一定能够找到满足所给精度要求的解, 所以算法搜索时间用迭代固定次数算法的耗时来衡量。

假设算法开始执行时的时间为$t_s$, 结束时间为$t_e$, 则算法搜索时间计算式为

$$\begin{cases}t = t_e - t_s \\ T = \dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}t_i\end{cases} \tag{3}$$

式中: $t_i$为算法第$i$次独立执行时所花费的时间; $T$为平均寻优时间。

### 1.4　覆盖度

覆盖度决定着种群多样性的好坏, 用粒子群在搜索过程中所形成路径区域的面积与可行域面积之比来衡量, 假设粒子搜索区域采用等面积矩形划分, 如图 2 所示, 粒子在搜索过程中, 若该粒子的搜索位置落在该区域, 则该区域被标记为搜索过, 若多个粒子的搜索位置同时落在该区域, 则只标记一次。

在粒子寻优过程中, 找到的可能是局部最优解, 如图 2 所示, 假设全局最优解位于左上方深色区域内, 而局部最优解位于中间深色区域内, 若算法在搜索过程中能保持良好的种群多样性, 那么就有机会搜索到全局最优解, 即覆盖的区域相对较大, 则该算法在寻优过程中就有一定概率跳出局部最优解, 防止过早收敛。

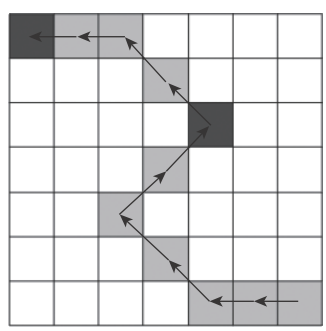


图 2　粒子寻优过程

Fig. 2　Optimization process of particles

粒子搜索过的区域可由当前粒子的位置进行确定, 当把搜索空间进行划分后, 当前粒子的位置所在区域就被唯一确定。然而, 标记当前粒子位置所在的区域需要遍历整个搜索空间, 当搜索空间维度增高时, 计算量会急剧增加。为避免计算量随着搜索空间维度的增高而增加, 可以从粒子数目出发, 针对当前粒子所在位置映射出一个唯一的编号来标记搜索过的区域。映射过程如下:

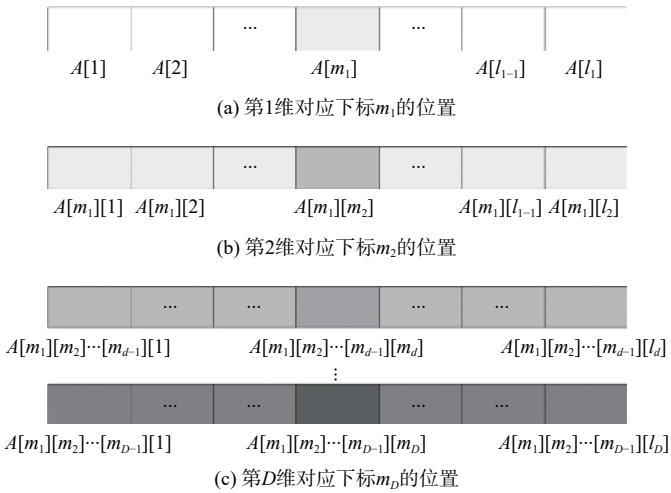
假设搜索空间下边界为$[b_l^1, b_l^2, \cdots, b_l^d, \cdots, b_l^D]$, 上边界为$[b_u^1, b_u^2, \cdots, b_u^d, \cdots, b_u^D]$, 其中$D$为搜索空间对应的维度, $d = 1, 2, \cdots, D$。若搜索空间中每个维度均采用等间距划分, 等分距离为$s$, 则每个维度被划分的间距数$l_d$计算式为

$$l_d = \left\lceil \frac{b_u^d - b_l^d}{s} \right\rceil \tag{4}$$

假设当前粒子的位置为$(x_1,x_2,\cdots,x_d,\cdots,x_D)$，则该位置每个维度对应的索引下标计算式为

$$m_d=\left\lceil\frac{x_d}{s}\right\rceil \tag{5}$$

当得到对应每个维度所在下标后，通过某种映射就能得到该位置的一个唯一标记，可用编号进行识别，则标记的编号即为搜索过的区域。粒子位置对应维度如图3所示，即先由$m_1$确定第1维所在位置，如图3(a)灰色区域所示，然后在所确定第1维度的基础上由$m_2$确定第2维的位置，如图3(b)深灰色区域所示，依次类推，直到最后一维，如图3(c)深色区域所示。




(a) 第1维对应下标$m_1$的位置

(b) 第2维对应下标$m_2$的位置

(c) 第$D$维对应下标$m_D$的位置

图3 粒子位置所在维度

Fig. 3 Dimension of particles position

通过图3映射思路，当每个维度确定后，只需把每个维度对应的值累加，则标记区域的编号$p$计算式为

$$p=\sum_{d=1}^{D-1}(m_d-1)\prod_{k=d+1}^{D}l_k+m_D \tag{6}$$

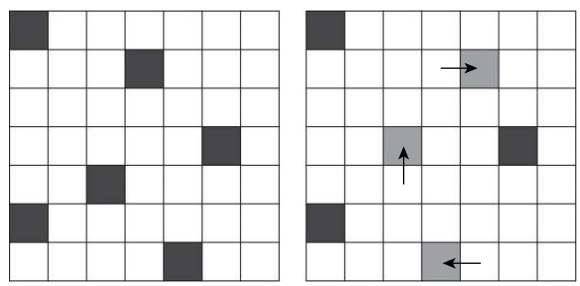
对每一次迭代，所有粒子都进行一次这样的计算后会得到一个$1\times N$的向量，$N$为粒子数目。整个迭代过程完成后会得到一个$G\times N$的矩阵，$G$为迭代次数。对于该矩阵，其重复元素即多次被搜索过的区域，去掉其重复元素，即可得到整个迭代过程粒子覆盖的区域个数，记为$c_a$，则粒子覆盖度可近似等效为

$$\begin{cases}c=\dfrac{c_a}{\prod\limits_{d=1}^{D}l_d}\\ C=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}c_i\end{cases} \tag{7}$$

式中：$c_i$为算法第$i$次独立执行时的覆盖度；$C$为覆盖度的平均值。

### 1.5 覆盖速率

覆盖速率用粒子群在单位时间内覆盖新区域的面积大小来衡量，单位时间内覆盖的新区域面积越大，则算法搜索新区域的速度越快。单位时间以相邻2次迭代为基准，如图4所示，浅色区域即粒子覆盖的新区域，覆盖速率具体计算过程如式(8)所示。



(a) 当前迭代 (b) 下次迭代

图4 粒子迭代过程

Fig. 4 Iteration process of particles

设上次迭代粒子群覆盖的区域记录在向量$\boldsymbol{a}_l$中，当前迭代粒子群覆盖的区域记录在向量$\boldsymbol{a}_c$中，其计算过程如式(6)覆盖度计算中向量的计算方法。同理，先去掉向量$\boldsymbol{a}_l$和$\boldsymbol{a}_c$中的重复元素，然后以向量$\boldsymbol{a}_c$为基准，逐个比较并删除和向量$\boldsymbol{a}_l$中相同的元素，最后统计向量$\boldsymbol{a}_c$中的元素个数即为覆盖新区域的个数。记第$j$次迭代过程中覆盖新区域的个数为$c_n^j$，则覆盖速率可近似的等效式为

$$\begin{cases}v=\dfrac{1}{G}\sum\limits_{j=1}^{G}\dfrac{c_n^j}{c_l^{j-1}}\\ V=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{i=1}^{n}v_i\end{cases} \tag{8}$$

式中：$c_l^{j-1}$为上次迭代过程中向量$\boldsymbol{a}_l$中去掉重复元素后的元素个数，即上次迭代时覆盖的区域个数。

$G$为最大迭代次数, 而$c_1^0$记录初始化时粒子覆盖寻优区域的个数; $v_i$为算法第$i$次独立执行时的覆盖速率; $V$为覆盖速率的平均值。

### 1.6　适应度评价次数

算法的收敛速度通常用收敛曲线来定性的分析, 为了进行定量的计算, 本文以适应度函数评价次数进行替换, 适应度评价在整个寻优迭代过程中起着重要的作用, 每经过一次函数评价, 所得的解便有可能往最优解靠拢, 经过不断的迭代后, 算法最终会收敛到一个确定的解。在算法迭代寻优过程中, 当算法找到的最优值达到某个指定的精度$\theta$时, 相比于经过多次适应度评价, 才会搜索到一个比上次更好的解, 若每经过一次适应度函数评价, 便会搜索到比上次更好的解, 那么所用的适应度函数评价次数势必会减少, 因此, 寻优收敛速度就会更快。

适应度评价次数计算过程如式 (9) 所示, 当算法达到某一个确定的精度$\theta$时, 统计适应度函数被评价的总次数, $f_j(j=1,2,\cdots,M)$表示某次适应度函数评价时算法对应的最优值, $M$为完成整个迭代过程所需的评价次数。若此时的寻优精度没有达到$\theta$, 则标记变量$q_j$为 1, 否则为 0, 最后累加标记变量即为适应度评价次数。

$$\begin{cases} q_j = \begin{cases} 1 & f_j - f_t > \theta \\ 0 & f_j - f_t \leqslant \theta \end{cases} \\ k = \sum_{j=1}^{M} q_j \\ K = \dfrac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} k_i \end{cases} \tag{9}$$

式中: $f_j - f_t$为第$j$次适应度函数评价时算法的精度; $k_i$为算法第$i$次独立执行时的适应度评价次数; $K$为适应度评价次数的平均值。

## 2　基于改进雷达图法的群体智能算法综合性能评估

雷达图法是以单位圆为基础, 以圆心为起点向圆周引出的射线为评估指标对应的指标轴, 将各评估指标进行标准化处理后, 标注在对应的指标轴上, 并按照顺序连接指标轴上所标注的点即可得到评价对象的雷达图[11], 通过雷达图可以直观的反映出评估结果。

### 2.1　指标标准化处理

由于群体智能算法的各项性能评估指标之间的量纲不同, 所以在绘制雷达图前需要对评估指标数据进行标准化处理, 处理过程为

$$x_i^* = \frac{x_i}{\sum_{i=1}^{n'} x_i} \tag{10}$$

式中: $x_i$为标准化前的第$i$项指标值; $x_i^*$为标准化后的第$i$项指标值; $n'$为评估指标的个数。6 项评估指标中, 只有寻优覆盖度和寻优覆盖速率这 2 项指标与雷达图的评价准则一致。所以其余 4 项指标在标准化之前需要对其进行预处理, 使之符合雷达图评价准则。

### 2.2　绘制群体智能算法性能雷达图

雷达图作为分析多维变量的一种图形化方法, 可以对待评估对象进行定性的分析[12], 如图 5 所示。但该雷达图却无法唯一的得到最终的评估结果, 因为指标间的顺序差异会导致标记点连接后得到不同形状的多边形, 所以本文以文献 [13] 的改进雷达图作为评估标准, 如图 6 所示, 其绘制步骤如下:

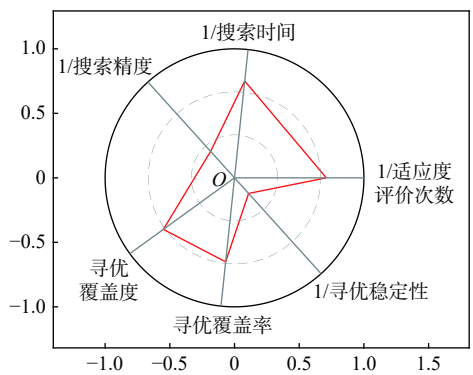



图 5　群智能算法综合性能评估雷达图

Fig. 5　Radar graph of comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithm

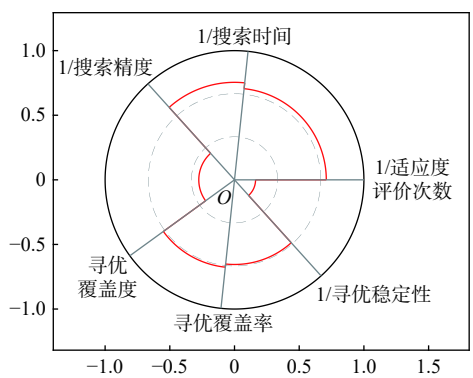



图 6　改进的群智能算法综合性能评估雷达图

Fig. 6　Improved radar graph of comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithm

**步骤 1**　以 $O$ 为圆心, 绘制一个单位圆, 并在单位圆内绘制若干个等距的同心圆, 按照各个评估指标所占的权重大小来划分同心圆, 此处假设权重大小一样。

**步骤 2** 把标准化后的指标数据标注在对应的指标轴上。

**步骤 3** 以 $O$ 为圆心，圆心到各指标轴上标记点为半径，依次画一个扇形。

**步骤 4** 依次连接相邻 2 个扇形的端点。

### 2.3 提取群体智能算法性能雷达图特征

在对雷达图进行定量分析时，通常选取其面积和周长作为特征值[14]，雷达图中面积越大，说明待评估的对象越优。当其面积一定时，周长越大，说明各项指标越均衡。雷达图的面积和周长定义如下：

$$S_r = \sum_{i=1}^{n'} \frac{\pi x_i^2 w_i}{n'} \tag{11}$$

$$L_r = \sum_{i=1}^{n'} \frac{2\pi x_i w_i}{n'} \tag{12}$$

式中：$S_r$和$L_r$分别为第$r$类算法在当前雷达图中扇形面积和周长之和，并且$r=(1,2,\cdots,m)$，$m$为待评估对象的个数，即算法的个数；$w_i$为指标所占权重大小；$n'$为待评估的指标个数。

根据这 2 项特征值构造评价向量$\boldsymbol{D}$=[$D_{r1}$,$D_{r2}$]，分量计算如下：

$$D_{r1} = \frac{S_r}{\max\limits_{1\leqslant r\leqslant m}\{S_r\}} \tag{13}$$

$$D_{r2} = \frac{L_r}{2\pi\sqrt{\dfrac{S_r}{\pi}}} \tag{14}$$

式中：$D_{r1}$和$D_{r2}$分别为第$r$类算法所在雷达图中面积的相对大小和周长与等面积下圆周长的比值。

雷达图评价向量中的 2 个分量，反映在群体智能算法中，分别代表第$r$类算法的相对寻优能力及单项指标相对均衡程度。分量值越大，就说明该向量所代表的算法越优，并且算法的各项性能指标越均衡。本文采用几何平均法来构造评价函数，其值越大，说明算法综合性能越好，计算过程为

$$P = \sqrt{D_{r1}D_{r2}} \tag{15}$$

式中：$P$ 为算法综合性能值。

## 3 仿真验证

### 3.1 三种典型群体智能算法简介

蚁群优化 (ant colony optimization, ACO) 算法是由 Dorigo 等[15]通过模拟自然界中蚂蚁集体寻径行为而提出的一种基于种群的启发式随机搜索算法。蝙蝠算法 (bat algorithm, BA) 是 Yang 和 He[16]提出的一种启发式算法，其灵感来自于微型蝙蝠的回声定位能力。粒子群优化 (particle swarm optimization, PSO) 算法是受鸟类群体行为的启发模拟鸟群捕食行为的智能优化算法[17]。

### 3.2 实验环境和测试函数

实验所选操作系统为 Windows7 旗舰版 64 位 SP1；硬件为 8GB 内存；仿真软件为 MATLAB R2020a。

本文选取不同类型测试函数于不同维度下进行仿真实验，测试函数来自于著名的 Benchmarks 测试函数集，测试函数表达式、定义域、最优值等如表 1 和表 2 所示。

**表 1 单峰测试函数**

**Table 1 Single peak test functions**

| 函数名 | 函数表达式 | 定义域 | 最优值 | 维度 |
|---|---|---|---|---|
| Rotated Hyper-Ellipsoid | $f(x)=\sum_{i=1}^{d}\sum_{j=1}^{d}x_j^2$ | [−65.536,65.536] | 0 | 2, 10 |
| Sum Squares | $f(x)=\sum_{i=1}^{d}ix_i^2$ | [−10,10] | 0 | 2, 10 |

**表 2 多峰测试函数**

**Table 2 Multimodal peak test functions**

| 函数名 | 函数表达式 | 定义域 | 最优值 | 维度 |
|---|---|---|---|---|
| Bohachevsky | $f(x)=x_1^2+2x_2^2-0.3\cos(3\pi x_1)-0.4\cos(4\pi x_2)+0.7$ | [−100,100] | 0 | 2 |
| Levy | $f(x)=\sin^2(3\pi x_1)+(x_1-1)^2\left[1+\sin^2(3\pi x_2)\right]+(x_2-1)^2\left[1+\sin^2(2\pi x_2)\right]$ | [−10, 10] | 0 | 2 |
| Rastrigin | $f(x)=10d+\sum_{i=1}^{d}[x_i^2-10\cos(2\pi x_i)]$ | [−5.12,5.12] | 0 | 10 |
| Griewank | $f(x)=1+\sum_{i=1}^{d}\frac{x_i^2}{4\,000}+\prod_{i=1}^{d}\cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right)$ | [−600,600] | 0 | 10 |

### 3.3 群体智能算法参数初始化

ACO 算法初始化参数为种群数目$N$、信息素蒸发系数$\rho$、信息素重要程度$\alpha$、启发因子重要程度$\beta$、最大迭代次数$G$。

BA 初始化参数为种群数目$N$、声波响度$A_1$、脉冲频度$\gamma$、声波响度衰减系数$\alpha'$、脉冲频度增强系数$\gamma$、最大迭代次数$G$。

PSO 初始化参数为种群数目$N$、惯性权重$w$、加速常数($c_1$,$c_2$)、最大迭代次数$G$。

在很多实际问题中，对适应度函数的评价会花

费较长的时间, 因此, 针对上述 3 类群智能算法中的共有参数参考文献 [18]。算法初始化参数如表 3 所示, 其中 ACO 算法参数参考文献 [19-20]。BA 中参数参考文献 [21], $A_1$可以任意取值, 本文取值为 0.6, $r$ 在 [0,1] 之间取值, 本文取值为 0.7。PSO 算法中加速常数值参考文献 [22], PSO 算法在实现的过程中采用标准版本, 惯性权重$w$可以参考文献 [23], 本文取值为 0.5。

**表 3　算法初始化参数**

**Table 3　Initial parameters of algorithms**

| 算法 | 参数 | 初始值 |
|---|---|---|
| ACO | $\rho$ | 0.8 |
| | $\alpha$ | 1 |
| | $\beta$ | 5 |
| BA | $A_1$ | 0.6 |
| | $r$ | 0.7 |
| | $\alpha'$ | 0.9 |
| | $\gamma$ | 0.9 |
| PSO | $w$ | 0.5 |
| | $c_1$ | 1.5 |
| | $c_2$ | 1.5 |

### 3.4　群体智能算法性能指标计算

为了评估结果的可靠性和准确性, 本文中 3 类算法均是在算法原理的基础上实现, 并没有对算法做出任何改进。同时, 在进行群智能算法性能比较时, 要确保不同算法之间尽量是基于公平的比较, 例如, 不同算法初始种群不同, 那么基于这样的比较是不公平的; 适应度评价也是算法寻优过程中较为重要的一个环节, 不同算法之间总的适应度评价次数不一致也会使得算法之间的比较不公平。3.4.1 节中计算函数指标值时, 确保初始种群和适应度评价次数在不同算法之间保持一致。

#### 3.4.1　单项指标计算

由于群体智能算法是一种依概率搜索算法, 为保证寻优过程的正确性, 测试函数分别独立运行 30 次, 6 项指标中除寻优稳定性这项指标外, 其余指标取其平均值作为最终寻优指标结果。

覆盖度和覆盖速率这 2 项指标在计算过程中, 需要确定粒子在搜索空间中每个维度的等分距离$s$。$s$ 值过大, 会使得所划分的网格过大, 难以实现精细的搜索, 本文以粒子局部更新步长为基准, 取$s$ 值为 0.1。

适应度评价次数这项指标在计算时, 需要确定$\theta$值, 为了计算的合理性, 本文以迭代固定次数 ($G$ 次) 先计算出 3 类算法的寻优精度, 然后以 3 类算法中最差寻优精度作为$\theta$值。基于 MATLAB 中产生均匀分布的随机函数的特点, 可以对随机数生成器设置一个特定的种子来确保算法执行结果的一致性。因此, 可以事先得到各个测试函数上的$\theta$值, 如表 4 所示, 以$\theta$值作为参考得到算法的适应度评价次数等其余指标。

**表 4　参考值$\theta$**

**Table 4　Reference value $\theta$**

| 函数名 | 维度 | $\theta$ 值 |
|---|---|---|
| RotatedHyper-Ellipsoid | 2 | $1.334\times10^{-2}$ |
| | 10 | $5.911\times10^{3}$ |
| Sum Squares | 2 | $5.148\times10^{-5}$ |
| | 10 | 1.930 |
| Bohachevsky | 2 | 1.013 |
| Levy | 2 | $2.124\times10^{-2}$ |
| Rastrigin | 10 | $4.380\times10^{1}$ |
| Griewank | 10 | $1.438\times10^{-4}$ |

算法在二维和十维测试函数下的各项指标值分别如表 5 和表 6 所示。

由表 5 可知, 在二维测试函数上, 不论函数是单峰还是多峰, 算法耗费的时间总是 ACO 算法最短, BA 最长, 并且在寻优精度和稳定性这 2 项指标上, 总是 PSO 算法精度最高, 但是 BA 和 ACO 算法在单峰测试函数上该 2 项指标却是相反的, 与此同时, 适应度评价次数也呈现出不一致, 这种不一致性对于用传统的性能评估方法评估算法之间优劣时可能带来负面的影响。在种群多样性方面, 比较二维多峰测试函数, 对于 BA 和 PSO 算法, PSO 算法的种群多样性优于 BA, 那么 PSO 算法找到全局最优的概率比较大, 比较寻优精度这项指标在这 2 种算法上的优劣, 确实是 PSO 算法优于 BA。因此, 对算法进行优化时, 可以考虑提高种群多样性, 例如加入进化算法中的变异操作、交叉操作等。然而在 ACO 算法上, 虽然种群多样性较好, 却没能搜索到全局优解的问题还有待进一步研究。

由表 6 可知, 在十维测试函数上, 除搜索精度这项指标外, 其余指标之间的优劣基本和表 5 中保持一致。对于算法搜索精度, 在高维多峰测试函数上 ACO 算法优于 BA, 但在低维测试函数上却是 BA 优于 ACO 算法。对于多峰测试函数, 维度越高, 则局部极值越多, 算法越难找到全局最优。然而, ACO 算法的寻优精度在高维多峰测试函数上优于 BA, 说明 ACO 算法的勘探能力比 BA 要好。

比较表 5 和表 6 中 2 个单峰函数在不同维度下的精度值可知, 在维度增加时, 算法的寻优精度有

所降低，同时，算法耗时会有所增加。然而，不论测试函数是低维还是高维，也不论测试函数是单峰还是多峰，影响算法性能的某几个指标可能无法达到一致，例如算法的寻优时间和寻优精度对算法性能有较为重要的影响，比较表6中算法在Griewank测试函数上这2项指标PSO寻优精度较高，但是其寻优时间并非最佳，对于一些实时性要求较高的应用方面，可能要求算法的寻优时间尽可能的短，同时又要求寻优精度尽可能的高，但是，有时这2项评估指标间可能是相悖的，当评估指标个数增加的时候，这种情况就越明显。因此，有必要针对多项评估指标，并结合指标所占权重的大小给出一个综合的评估结果，而该结果可以供决策者在实际运用算法时参考。

**表5 算法在二维测试函数下的指标值**

**Table 5 Indexes value of algorithms in 2D test functions**

| 函数名 | 算法 | 适应度评价次数 | 寻优时间/s | 寻优精度 | 寻优覆盖度 | 寻优覆盖速率 | 寻优稳定性 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| RotatedHyper-Ellipsoid | BA | 328 | 0.586 | $6.715\times10^{-5}$ | $4.387\times10^{-5}$ | $2.816\times10^{-3}$ | $6.154\times10^{-5}$ |
| | PSO | 828 | 0.454 | $2.503\times10^{-139}$ | $3.750\times10^{-4}$ | $1.450\times10^{-2}$ | $1.367\times10^{-138}$ |
| | ACO | 18 990 | 0.346 | $1.334\times10^{-2}$ | $4.603\times10^{-3}$ | $1.980\times10^{-1}$ | $4.830\times10^{-2}$ |
| Sum Squares | BA | 27 316 | 0.434 | $5.148\times10^{-5}$ | $1.460\times10^{-3}$ | $4.992\times10^{-3}$ | $5.968\times10^{-5}$ |
| | PSO | 2 410 | 0.360 | $1.947\times10^{-141}$ | $6.650\times10^{-3}$ | $8.384\times10^{-3}$ | $7.816\times10^{-141}$ |
| | ACO | 8 553 | 0.279 | $1.040\times10^{-6}$ | $6.082\times10^{-2}$ | $8.055\times10^{-2}$ | $1.098\times10^{-6}$ |
| Bohachevsky | BA | 160 | 0.562 | $8.651\times10^{-4}$ | $2.190\times10^{-5}$ | $5.945\times10^{-3}$ | $8.183\times10^{-4}$ |
| | PSO | 593 | 0.400 | 0 | $2.196\times10^{-4}$ | $1.844\times10^{-2}$ | 0 |
| | ACO | 33 098 | 0.267 | 1.013 | $2.176\times10^{-3}$ | $1.876\times10^{-1}$ | $4.822\times10^{-1}$ |
| Levy | BA | 871 | 0.554 | $4.403\times10^{-4}$ | $1.438\times10^{-3}$ | $4.360\times10^{-3}$ | $3.271\times10^{-4}$ |
| | PSO | 991 | 0.388 | $1.350\times10^{-31}$ | $6.961\times10^{-3}$ | $8.877\times10^{-3}$ | $6.681\times10^{-47}$ |
| | ACO | 23 073 | 0.317 | $2.124\times10^{-2}$ | $1.952\times10^{-2}$ | $1.804\times10^{-2}$ | $5.152\times10^{-2}$ |

**表6 算法在十维测试函数下的指标值**

**Table 6 Indexes value of algorithms in 10D test functions**

| 函数名 | 算法 | 适应度评价次数 | 寻优时间/s | 寻优精度 | 寻优覆盖度 | 寻优覆盖速率 | 寻优稳定性 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| RotatedHyper-Ellipsoid | BA | 333 | 0.917 | 1.800 | $1.669\times10^{-29}$ | $2.601\times10^{-2}$ | $5.087\times10^{-1}$ |
| | PSO | 398 | 0.661 | $1.165\times10^{-8}$ | $8.895\times10^{-29}$ | $3.073\times10^{-2}$ | $3.186\times10^{-8}$ |
| | ACO | 41 691 | 0.625 | $5.911\times10^{3}$ | $7.666\times10^{-28}$ | $2.344\times10^{-1}$ | $1.844\times10^{3}$ |
| Sum Squares | BA | 37 333 | 0.534 | 1.930 | $8.529\times10^{-22}$ | $9.957\times10^{-3}$ | $3.968\times10^{-1}$ |
| | PSO | 2 393 | 0.393 | $1.742\times10^{-9}$ | $8.865\times10^{-21}$ | $5.294\times10^{-2}$ | $5.503\times10^{-9}$ |
| | ACO | 29 673 | 0.251 | $6.049\times10^{-2}$ | $1.184\times10^{-19}$ | $2.421\times10^{-1}$ | $9.447\times10^{-2}$ |
| Rastrigin | BA | 32 080 | 0.622 | $4.380\times10^{1}$ | $4.830\times10^{-19}$ | $8.789\times10^{-3}$ | $1.077\times10^{1}$ |
| | PSO | 1 230 | 0.404 | 8.099 | $4.427\times10^{-18}$ | $1.678\times10^{-2}$ | 7.158 |
| | ACO | 4 321 | 0.301 | $2.304\times10^{1}$ | $1.037\times10^{-17}$ | $2.536\times10^{-2}$ | 3.946 |
| Griewank | BA | 36 911 | 1.111 | $1.438\times10^{-4}$ | $8.799\times10^{-22}$ | $1.216\times10^{-2}$ | $3.058\times10^{-5}$ |
| | PSO | 3 123 | 0.898 | $8.293\times10^{-12}$ | $9.019\times10^{-21}$ | $4.856\times10^{-2}$ | $2.771\times10^{-11}$ |
| | ACO | 31 561 | 0.709 | $3.754\times10^{-6}$ | $1.162\times10^{-19}$ | $2.376\times10^{-1}$ | $1.481\times10^{-6}$ |

### 3.4.2 综合指标计算

在综合指标计算之前，需要先对数据进行标准化处理，然后基于标准化后的数据绘制雷达图，从雷达图中可以直观的比较各单项指标的优劣，例如，图7为3类算法在Griewank测试函数上对应的改进雷达图，以寻优时间这项指标为例，ACO算法优于PSO算法，PSO算法优于BA。

图7所示雷达图是认为所有指标均同等重要的前提下绘制，但实际决策时，并非总是如此，例如，在进行实时路径规划时，既要能规划出一条符合精度要求的路径，又要求规划出的路径尽可能的快，那么在评估算法性能时，可考虑赋予寻优精度和寻优时间较大的权值，而其他评估指标可按重要程度依次划分。通常，对于指标间赋权问题，可通过文献[24]所述方法进行。本文为了说明综合评价方法的正确性，可人为赋予某几项关键指标较大的权重，由于算法搜索精度和搜索速率通常是衡量算法性能的重要指标，所以改进雷达图中赋予该指

标较大的权重, 体现在雷达图中即指标对应部分扇形面积较大, 3 类算法在 Griewank 测试函数上对应的雷达图如图 8 所示。

基于绘制改进的雷达图所需的指标数据, 表 7 和表 8 给出了 3 类群体智能算法在不同测试函数上认为寻优精度和寻优速率指标较为重要的前提下所计算的综合评估值。

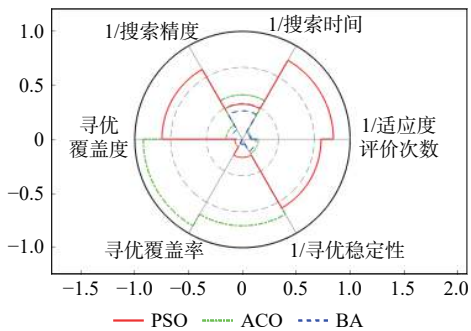



图 7　算法在 Griewank 函数下的改进雷达图 (等权)

Fig. 7　Improved radar graph of algorithms under Griewank functions(same weight)

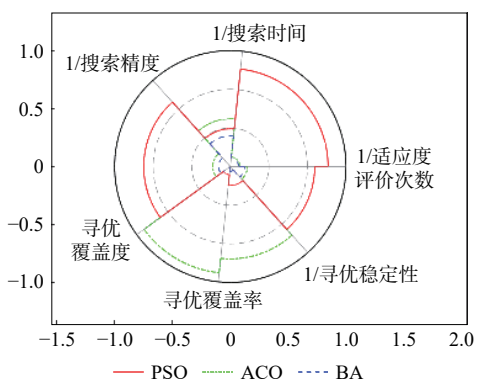



图 8　算法在 Griewank 函数下的改进雷达图 (不等权)

Fig. 8　Improved radar graph of algorithms under Griewank function(unequal weight)

**表 7　算法在二维测试函数上综合指标值**

**Table 7　Comprehensive indexes value of algorithms in 2D test functions**

| 函数名 | PSO | ACO | BA |
|---|---|---|---|
| RotatedHyper-Ellipsoid | 0.575 3 | 0.491 7 | 0.369 0 |
| Sum Squares | 0.596 8 | 0.482 8 | 0.128 1 |
| Bohachevsky | 0.567 3 | 0.452 2 | 0.372 9 |
| Levy | 0.609 6 | 0.333 5 | 0.273 4 |

由于群智能算法的寻优精度和寻优速率通常是衡量算法优劣的关键指标, 比较表 5 和表 6 中算法在不同测试函数上该 2 项指标, 只有在二维 Sum Squares 函数和十维 Sum Squares 函数、Rastrigin 函数、Griewank 函数上明显 PSO 算法性能优于 ACO 算法性能, ACO 算法性能优于 BA 性能。由表 7 和

**表 8　算法在十维测试函数上综合指标值**

**Table 8　Comprehensive indexes value of algorithms in 10D test functions**

| 函数名 | PSO | ACO | BA |
|---|---|---|---|
| RotatedHyper-Ellipsoid | 0.587 4 | 0.382 4 | 0.249 4 |
| Sum Squares | 0.596 0 | 0.422 1 | 0.076 9 |
| Rastrigin | 0.613 0 | 0.525 7 | 0.321 8 |
| Griewank | 0.597 5 | 0.426 2 | 0.112 6 |

表 8 中的综合评估结果可得到, 在这些测试函数上也是 PSO 算法性能优于 ACO 算法性能, ACO 算法性能优于 BA 性能, 说明基于改进雷达图法的综合评估方法是正确的。然而对于其余测试函数, 这 2 项指标不一致, 传统评估方法不便于比较, 而基于改进雷达图法的综合评估方法能结合算法寻优结果的稳定性和寻优过程种群多样性等方面按权重比例进行综合比较, 评估结果仍然是 PSO 算法性能优于 ACO 算法性能, ACO 算法性能优于 BA 性能, 说明综合评估方法有一定的适用性。

在解决实际问题时, 要根据所解决问题的实质来对各项指标进行权重的划分, 才能使得综合评估结果更加符合工程实际, 权重确定方法如文献 [24]。

## 4　结　论

1)群智能算法搜索后期种群多样性会有所下降, 提高搜索后期种群多样性通常是群智能算法的改进方向, 而覆盖度和覆盖速率能够定量描述群智能算法种群多样性, 因此, 可借鉴该指标衡量群智能算法的改进深度。

2)基于改进雷达图的评估方法优于传统评估方法, 其综合评估结果可供决策者在解决实际问题时择优选取算法提供参考。

## 参考文献（References）

[1] KAUR K, KUMAR Y. Swarm intelligence and its applications towards various computing: A systematic review[C]//2020 International Conference on Intelligent Engineering and Management. Piscataway: IEEE Press, 2020: 57-62.

[2] BREZOČNIK L, FISTER I, PODGORELEC V. Swarm intelligence algorithms for feature selection: A review[J]. Applied Sciences, 2018, 8(9): 1521.

[3] DANESH M, SHIRGAHI H. A novel hybrid knowledge of firefly and pso swarm intelligence algorithms for efficient data clustering[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2017, 33(6): 3529-3538.

[4] CHAI X Q. Task scheduling based on swarm intelligence algorithms in high performance computing environment[J]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing, 2020: 1-9.

[5] LIN N, TANG J C, LI X W, et al. A novel improved bat algorithm

in UAV path planning[J]. Computers, Materials & Continua, 2019, 61(1): 323-344.

[6] GAN C, CAO W H, WU M, et al. A new bat algorithm based on iterative local search and stochastic inertia weight[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 104: 202-212.

[7] AHMED A M, RASHID T A, SAEED S A M. Cat swarm optimization algorithm: A survey and performance evaluation[J]. Computational Intelligence and Neuroscience, 2020, 2020: 1-20.

[8] REVATHI K, KRISHNAMOORTHY N. The performance analysis of swallow swarm optimization algorithm[C]//2015 2nd International Conference on Electronics and Communication Systems. Piscataway: IEEE Press, 2015: 558-562.

[9] 李雅丽, 王淑琴, 陈倩茹, 等. 若干新型群智能优化算法的对比研究[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(22): 1-12.
LI Y L, WANG S Q, CHEN Q R, et al. Comparative study of several new swarm intelligence optimization algorithms[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(22): 1-12(in Chinese).

[10] 张九龙, 王晓峰, 芦磊, 等. 若干新型智能优化算法对比分析研究[J]. 计算机科学与探索, 2022, 16(1): 88-105.
ZHANG J L, WANG X F, LU L, et al. Analysis and research of several new intelligent optimization algorithms[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2022, 16(1): 88-105(in Chinese).

[11] 孙雅薇, 田建宇, 梁炜, 等. 基于雷达图法的通信网络效能可视化建模[J]. 计算机仿真, 2019, 36(10): 1-5.
SUN Y W, TIAN J Y, LIANG W, et al. Visual modeling of communication network effectiveness based on radar chart[J]. Computer Simulation, 2019, 36(10): 1-5(in Chinese).

[12] 陈勇, 陈潇凯, 李志远, 等. 具有评价结果唯一性特征的雷达图综合评价法[J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(12): 1409-1412.
CHEN Y, CHEN X K, LI Z Y, et al. Method of radar chart comprehensive evaluation with uniqueness feature[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(12): 1409-1412(in Chinese).

[13] 李青, 战仁军, 彭维仕. 基于雷达图的防暴武器系统作战效能评估方法[J]. 火力与指挥控制, 2020, 45(8): 186-190.
LI Q, ZHAN R J, PENG W S. Operational effectiveness evaluation method of riot weapon systems[J]. Fire Control & Command Control, 2020, 45(8): 186-190(in Chinese).

[14] 程志友, 朱唯韦, 陶青, 等. 基于改进雷达图的配电系统电能质量评估方法[J]. 电测与仪表, 2019, 56(14): 34-39.
CHENG Z Y, ZHU W W, TAO Q, et al. Power quality evaluation method of distribution system based on improved radar chart[J]. Electrical Measurement & Instrumentation, 2019, 56(14): 34-39(in Chinese).

[15] DORIGO M, MANIEZZO V, COLORNI A. Ant system: Optimization by a colony of cooperating agents[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics Part B, Cybernetics: A Publication of the IEEE Systems, Man, and Cybernetics Society, 1996, 26(1): 29-41.

[16] YANG X S, HE X S. Bat algorithm: Literature review and applications[J]. International Journal of Bio-Inspired Computation, 2013, 5(3): 141.

[17] KENNEDY J. Particle swarm optimization[C]//Encyclopedia of Machine Learning and Data Mining. Berlin: Springer, 2017: 967-972.

[18] Dan Simon. 进化优化算法: 基于仿生和种群的计算机智能方法[M]. 陈曦 译. 北京: 清华大学出版社, 2018: 455-457.
DAN S. Evolutionary optimization algorithms: Biologically inspired and population-based approaches to computer intelligence[M]. Chen Xi translated. Beijing: Tsinghua University Press, 2018: 455-457(in Chinese).

[19] 陈一昭, 姜麟. 蚁群算法参数分析[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(36): 9080-9084.
CHEN Y Z, JIANG L. Parametric study of ant colony optimization[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(36): 9080-9084(in Chinese).

[20] 包子阳, 余继周, 杨杉. 智能优化算法及其MATLAB实例[M]. 第2版. 北京: 电子工业出版社, 2018: 95-97.
BAO Z Y, YU J Z, YANG S. Intelligent optimization algorithm and its MATLAB example[M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2018: 95-97 (in Chinese).

[21] YANG X S. A new metaheuristic bat-inspired algorithm[C]//Nature Inspired Cooperative Strategies for Optimization (NICSO 2010). Berlin: Springer, 2010: 65-74.

[22] CLERC M. The swarm and the queen: Towards a deterministic and adaptive particle swarm optimization[C]//Proceedings of the 1999 Congress on Evolutionary Computation-CEC99. Piscataway: IEEE Press, 2002: 1951-1957.

[23] 杨博雯, 钱伟懿. 粒子群优化算法中惯性权重改进策略综述[J]. 渤海大学学报(自然科学版), 2019, 40(3): 274-288.
YANG B W, QIAN W Y. Summary on improved inertia weight strategies for particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Bohai University (Natural Science Edition), 2019, 40(3): 274-288(in Chinese).

[24] 王凌峰, 姚依楠. 主观线性加权评价问题的新方法: 中位数层次分析法[J]. 系统科学学报, 2018, 26(1): 96-99.
WANG L F, YAO Y N. A new method for subjective linear weighted evaluation: The median analytic hierarchy process[J]. Chinese Journal of Systems Science, 2018, 26(1): 96-99(in Chinese).

# Comprehensive performance evaluation of swarm intelligence algorithms based on improved radar graph method

CHENG Baopeng[1], FANG Yangwang[1, 2, *], PENG Weishi[3], DU Zehong[4]

(1. School of Computer Science & Technology, Xi'an University of Posts & Telecommunications, Xi'an 710121, China;
2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. School of Equipment Management and Support, People Armed Police Engineering University, Xi'an 710086, China;
4. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract**: In order to solve the problem that traditional performance evaluation methods cannot accurately evaluate the performance of swarm intelligence algorithms, a comprehensive performance evaluation method for swarm intelligence algorithms based on the improved radar graph method was proposed. Six performance evaluation index models for swarm intelligence algorithm were established, including fitness evaluation time, optimization time, optimization stability, optimization accuracy, coverage, and coverage rate. The improved radar graph method was utilized to examine the complete performance of three widely-known swarm intelligence algorithms based on the aforementioned six indicators using common test functions. The simulation results show that the comprehensive proposed method of swarm intelligence algorithm based on the improved radar graph can reflect the comprehensive performance of swarm intelligence algorithm comprehensively and objectively, and provide theoretical basis for the performance analysis, optimization, and decision-making of swarm intelligence algorithm.

**Keywords**: swarm intelligence algorithms; function optimization; radar graph method; coverage; coverage rate; comprehensive performance evaluation

**Received**: 2021-12-02; **Accepted**: 2022-01-17; **Published Online**: 2022-02-15 11:02
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1421.004.html
**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (71801222,61973253)
* **Corresponding author**. E-mail: 17792018598@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0730

# 基于佳点集的改进麻雀搜索算法

闫少强[1]，杨萍[1,*]，朱东林[2]，吴丰轩[1]，阎哲[1]
(1. 火箭军工程大学 基础部，西安 710025；2. 江西理工大学 信息工程学院，赣州 341000)

**摘 要**：为改善麻雀搜索算法（SSA）初始种群质量和稳定性差，易陷入局部最优的缺点，提出一种基于佳点集的改进麻雀搜索算法(GSSA)。加入佳点集使初始种群更加均匀，提升了种群多样性；结合SSA算法特点引入改进的迭代局部搜索，在不降低原算法收敛速度快的基础上，使算法的搜索能力更加灵活；在算法中加入逐维透镜成像反向学习机制，减少各个维度间的干扰，帮助算法跳出局部最优并加速收敛。经12个测试函数仿真实验，并借助Wilcoxon秩和检验、平均误差$M$等证明了GSSA在寻优精度和稳定性等寻优性能都有较大的提升，且收敛速度更快。

**关 键 词**：麻雀搜索算法；优化算法；佳点集；迭代局部搜索；逐维透镜反向学习
**中图分类号**：TP301.6
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2790-09

麻雀搜索算法(sparrow search algorithm, SSA)是由Xue和Shen[1]提出的新型群智能优化算法。SSA受麻雀觅食等行为启发，且在优化问题上较蝙蝠算法(bat algorithm, BA)、灰狼优化(grey wolf optimization, GWO)算法、鲸鱼优化算法(whale optimization algorithm, WOA)等传统的智能优化算法有着明显的优势，其稳定性高、寻优精度较好、收敛速度快[2]。

SSA尽管收敛速度较快，但是容易陷入局部最优且寻优结果具有较大的随机性。针对此缺陷，许多学者提出SSA的不同策略的优化算法，并成功解决了许多工程问题。文献[3]加入鸟群算法的搜索机制，改变了“全维度缩减”的更新策略，有效突破了局部限制搜索，加强了全局搜索能力。文献[4]提出一种混沌麻雀搜索算法(chaos sparrow search algorithm, CSSA)，采用Tent混沌映射初始化种群，使得种群更加均匀，增强了其跳出局部最优的能力。文献[5]提出一种基于立方映射和精英反向学习初始化种群的麻雀算法，同时引入了正弦螺旋算法，平衡了算法的开发和探索能力。

上述算法都在SSA的基础上取得了一定成效，但是仍然有一些不足：① 改进初始化种群的方法仍然存在一定的随机性，不能保证每次初始化的种群达到绝对均匀；② 追随者向发现者采取直接跳跃的方式，对当前有利解利用不足，容易遗漏最优解；③ 选取的改进搜索策略采取更新所有维度再评价的方法，并没有考虑维度间的相互干扰，将恶化解的收敛效率和收敛速度。

针对上述问题，本文提出基于佳点集[6]的改进麻雀搜索算法(good point set sparrow search algorithm, GSSA)，通过加入佳点集使初始种群更加均匀，使种群更加多样；引入改进的迭代局部搜索，在不降低原算法收敛速度快优点的基础上，使算法的搜索能力更加灵活；加入逐维透镜成像反向学习机制，减少各个维度间的干扰，帮助算法跳出局部最优并加速收敛。选取GWO算法、WOA、改进鲸鱼优化算法(modified whale optimization algorithm, MWOA)[7]、SSA、CSSA[4]在12个测试函数进行仿真实验，并借

收稿日期：2021-12-03；录用日期：2022-01-25；网络出版时间：2022-01-29 16:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220129.1334.002.html
基金项目：国家自然科学基金(61703411)
*通信作者. E-mail：yyp_ing@163.com

引用格式：闫少强，杨萍，朱东林，等. 基于佳点集的改进麻雀搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2790-2798.
YAN S Q，YANG P，ZHU D L，et al. Improved sparrow search algorithm based on good point set[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2790-2798 (in Chinese).

助 Wilcoxon 秩和检验、平均误差 $M$ 等证明 GSSA 的有效性。

## 1　麻雀搜索算法

在麻雀觅食的过程中, 分为发现者和追随者 2 个行为策略。麻雀种群中位置较好的个体视作发现者, 一般占 10%～20%, 剩余个体作为追随者。同时, 随机分配 10%～20% 的个体作为警戒者。发现者负责带领种群搜索方向和发现食物, 追随者则跟随发现者获取食物, 警戒者警惕周围环境威胁并及时发出危险信号, 提醒麻雀种群向安全区域靠拢。

发现者负责引导种群觅食或引导种群前往安全区域的位置, 位置更新描述为

$$X_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}X_{i,j}^{t}\exp\left(\dfrac{-i}{\alpha M}\right) & R_2<S\\ X_{i,j}^{t}+\boldsymbol{QL} & R_2\geqslant S\end{cases}\tag{1}$$

式中: $t$ 为当前迭代次数; $M$ 为最大迭代次数; $X_{i,j}$ 为当前第 $i$ 个麻雀在第 $j$ 维中的位置; $\alpha\in[0,1]$,且为一个随机数; $R_2$ 为预警值, $S$ 为安全阈值, 且 $R_2\in[0,1]$、$S\in[0.5,1]$; $Q$ 为一个服从正态分布的随机数; $\boldsymbol{L}$ 为一个元素全为 1 的 $1\times d$ 的矩阵。当 $R_2<S$ 时, 说明此时的群体环境处于安全状态, 周围没有发现捕食者(天敌), 发现者可以进行广泛的搜索, 引导种群获取更高的能量; 当 $R_2\geqslant S$ 时, 表示种群内个体已经发现了捕食者(天敌)且发出了警报, 发现者迅速调整搜索策略, 逃离当前位置, 进而带领种群转移至安全位置。

追随者为了获取优质食物, 紧随发现者之后或独自觅食, 故追随者的位置更新描述为

$$X_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}Q\exp\left(\dfrac{X_{\text{worst}}^{t}-X_{i,j}^{t}}{i^2}\right) & i>N/2\\ X_{\text{P}}^{t+1}+\left|X_{i,j}^{t}-X_{\text{P}}^{t+1}\right|\boldsymbol{A}^{+}\boldsymbol{L} & \text{其他}\end{cases}\tag{2}$$

式中: $X_{\text{P}}$ 为发现者当前所占据的最优位置; $X_{\text{worst}}$ 为当前的最坏位置; $\boldsymbol{A}$ 为一个元素仅是 1 或 −1 的 $1\times d$ 的矩阵, 其中 $\boldsymbol{A}^{+}=\boldsymbol{A}^{\text{T}}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{A}^{\text{T}})^{-1}$。当 $i>N/2$ 时, 表示适应度较低的第 $i$ 个追随者没有获得食物, 处于非常饥饿的状态, 需要飞往其他地方觅食, 以获得更高的能量; 当 $i\leqslant N/2$ 时, 追随者会监督发现者及跟捕食率较高的发现者争夺食物, 从而提高自身的能量。

当意识到危险, 麻雀种群会做出反捕食行为, 其数学表达式为

$$X_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}X_{\text{best}}^{t}+\beta\left|X_{i,j}^{t}-X_{\text{best}}^{t}\right| & f_i\neq f_{\text{g}}\\ X_{i,j}^{t}+K\left(\dfrac{\left|X_{i,j}^{t}-X_{\text{worst}}^{t}\right|}{(f_i-f_{\text{w}})+\delta}\right) & f_i=f_{\text{g}}\end{cases}\tag{3}$$

式中: $X_{\text{best}}$ 为当前的全局最优位置; $\beta$ 为控制步长参数, 是一个服从均值为 0 且方差为 1 的正态分布的随机数; $K$ 为一个属于 [−1,1] 的随机数, 控制麻雀移动的方向同时也可以控制移动步长; $f_i$ 为当前麻雀个体的适应度值; $f_{\text{g}}$ 和 $f_{\text{w}}$ 分别为当前的最优和最差适应度值; $\delta$ 为一个极小的实数, 防止分母为 0。$f_i\neq f_{\text{g}}$ 表示当前的麻雀处在种群的边缘, 单个个体容易受捕食者的攻击, 需要向种群中心的其他个体靠拢, 降低自身被捕食的风险; $f_i=f_{\text{g}}$ 表明处于种群中心的麻雀个体意识到了危险, 为躲避危险, 需要逃离当前位置, 向附近的其他麻雀个体靠拢。

## 2　改进麻雀搜索算法

### 2.1　佳点集

佳点集是由中国数学家华罗庚和王元[8] 提出, 其原理为: 设 $G_s$ 为 $s$ 维欧氏空间中的单位立方体, 如果 $r\in G_s$, 则佳点集可表示为

$$P_n(k)=\left\{\left(\left\{r_1^{(n)}\cdot k\right\},\left\{r_2^{(n)}\cdot k\right\},\cdots,\left\{r_s^{(n)}\cdot k\right\}\right),1\leqslant k\leqslant n\right\}\tag{4}$$

其偏差 $\varphi(n)$ 满足 $\varphi(n)=C(r,\varepsilon)n^{-1+\varepsilon}$, 其中 $C(r,\varepsilon)n^{-1+\varepsilon}$ 为只与 $r$ 和 $\varepsilon$($\varepsilon$ 是任意的正数)有关的常数, 则称 $P_n(k)$ 为佳点集, $r$ 为佳点。$\left\{r_s^{(n)}\cdot k\right\}$ 代表取小数部分, $n$ 表示点数, 取 $r=\{2\cos(2\pi k/p),1\leqslant k\leqslant s\}$($p$ 是满足 $(p-3)/2\geqslant s$ 的最小素数)。将其映射到搜索空间:

$$x_i(j)=(j_{\text{ub}}-j_{\text{lb}})\left\{r_j^{(i)}\cdot k\right\}+j_{\text{lb}}\tag{5}$$

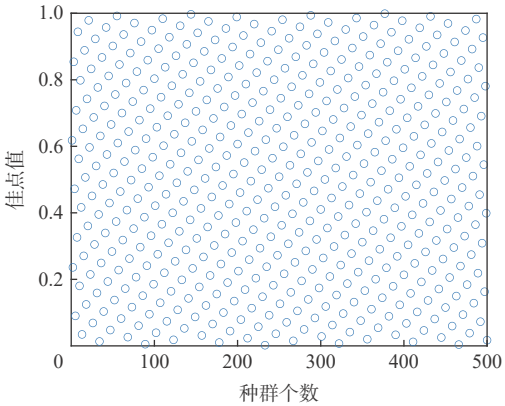
式中: $j_{\text{ub}}$ 和 $j_{\text{lb}}$ 为第 $j$ 维的上下界。

图 1 为佳点集分布, 图 1(a) 为佳点集在 [0,1] 内的种群个数为 500、维度为 1 时的随机生成的初始种群分布图。图 1(b) 为上述条件下, 佳点集和 Tent 混沌映[9] 的频率分布直方图。可以看出佳点集成均匀分布, 且效果较 Tent 误差更小, 在初始化过程中可增加种群的多样性, 有利于摆脱局部最值的吸引。

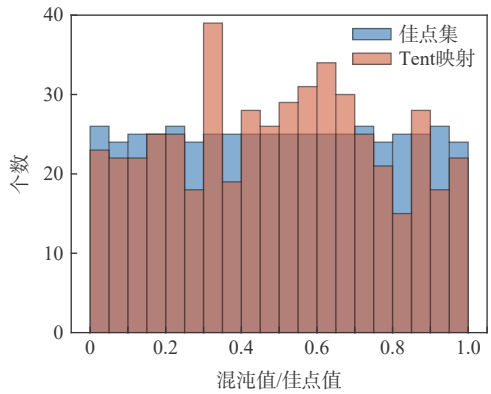
### 2.2　改进的迭代局部搜索

局部搜索算法是从爬山法改进而来的, 简单来说, 是一种简单的贪心搜索算法。局部搜索从一个初始解开始, 搜索解的邻域, 如有更优的解则更新该解, 否则返回当前解。迭代局部搜索 (iterative local search, ILS)[10-12] 是在局部搜索得到的局部最优解上, 加入扰动再重新进行局部搜索, 具有一定的探索性。

改进的 ILS, 共有 3 次修改过程, 即第 1 次修改采用 SSA(采取当 $i<N/2$ 时, SSA 的追随者具有向发现者最优解快速靠拢的独特更新机制)进行扰动, 使个体跳跃到当前全局最优位置的附近, 用来跳出




(a) 初始种群分布图




(b) 频率分布直方图

图1 佳点集分布

Fig. 1 Distribution of good point sets

局部最优;第2次修改采用ILS,即对初始解和扰动后中间解进行局部搜索,以期稳定的优化结果,提升局部搜索的精度;第3次修改利用贪婪策略对初始解和中间解局部搜索后的局部解1和2进行比较,选取较优值作为最终解$X$,以期获得最优的局部搜索结果,保证解的质量。改进的ILS既充分利用了当前个体的位置信息,又充分利用了当前最优解的位置信息,寻优更加灵活。

本文分别采取了2种情况进行说明,图2为改进的ILS原理,图2(a)案例1表示个体扰动后,在当前全局最优解的附近寻到更优解;图2(b)案例2表示个体利用自身有利位置寻到更优解,两者都有助于跳出局部最优解。同时本文没有与当前全局最优解进行比较而取代,用来维持种群多样性,防止前期过早陷入聚集。

改进的ILS算法流程如下:

**步骤1** 借助当前最优解$X_{\text{best}}$对初始解$X^*$进行扰动,得到中间解$X^{**}$。扰动表达式为

$$X^{**}=X_{\text{best}}+|X^*-X_{\text{best}}|\boldsymbol{A}^+\boldsymbol{L} \tag{6}$$

根据式(2),可知原SSA追随者直接跳跃至发现者身边的表达式为

$$x_{i,j}^{t+1}=x_{\text{P}}^{t+1}+\left|x_{i,j}^{t}-x_{\text{P}}^{t+1}\right|\boldsymbol{A}^+\boldsymbol{L}\qquad i\leqslant\frac{N}{2} \tag{7}$$

式中:$X_{\text{best}}$为$x_{\text{P}}^{t+1}$,即发现者当前所占据的最优位置;$X^*$为$x_{i,j}^{t}$,即麻雀的当前位置;$X^{**}$为$x_{i,j}^{t+1}$,即更新完后的位置。

**步骤2** 对初始解$X^*$进行局部搜索,表达式为

$$X^1=X^*q() \tag{8}$$

式中:$q()$为一个属于0和1之间的随机数。

**步骤3** 对中间解$X^{**}$进行局部搜索,表达式为

$$X^2=X^{**}q() \tag{9}$$

**步骤4** 计算$X^1$的适应度$f(X^1)$

**步骤5** 计算$X^2$的适应度$f(X^2)$

**步骤6** 比较$f(X^1)$和$f(X^2)$,选取较优的个体进行位置更新,即:

If $f(X^1)\leqslant f(X^2)$

$X=X^1$

else $X=X^2$

end

根据SSA和本节3次修改,将SSA中$i<N/2$的追随者表达式更新为

$$x_{i,j}^{t+1}=\begin{cases}x_{i,j}^{t}q() & f\left(X^1\right)\leqslant f(X^2)\\ \left(x_{\text{P}}^{t+1}+\left|x_{i,j}^{t}-x_{\text{P}}^{t+1}\right|\boldsymbol{A}^+\boldsymbol{L}\right)q() & f\left(X^1\right)>f\left(X^2\right)\end{cases} \tag{10}$$

### 2.3 逐维透镜反向学习

群智能算法都有容易陷入局部最优的缺点,对于此相关学者提出在群智能算法中加入反向学习[13-14]的方法,反向学习之后的解能更接近最优解。一般的反向学习只能在一定的空间搜索寻找最优解,仍具有单调性和陷入局部最优的可能。透镜反向学习[15-16]具有比一般方向学习更好的寻优能力,能在一定空间内不断收敛到最优解,但是一旦选择的空间内没有最优解,最后仍然会导致陷入局部最优。同时侦查者具有反捕食行为,来帮助种群跳出局部最优,但是其跳出局部最优的能力不稳定,导致有时无法跳出局部最优。针对这一现象,本文提出一种逐维透镜成像反向学习的策略,对每个维度进行反向学习,降低各维度之间的相互干扰,增加算法寻优位置的多样性,以期加强警戒者跳出局部最优的能力。

图3为透镜反向学习原理。如图3所示,以一维空间为例,假设在位置$x$有一个高度为$h$的个体,在透镜的作用下,其在位置$x^*$形成一个高度为$h^*$的像。其中$a,b$为边界,透镜位置为$[a,b]$的中点。由透像原理和三角形相似原理可得

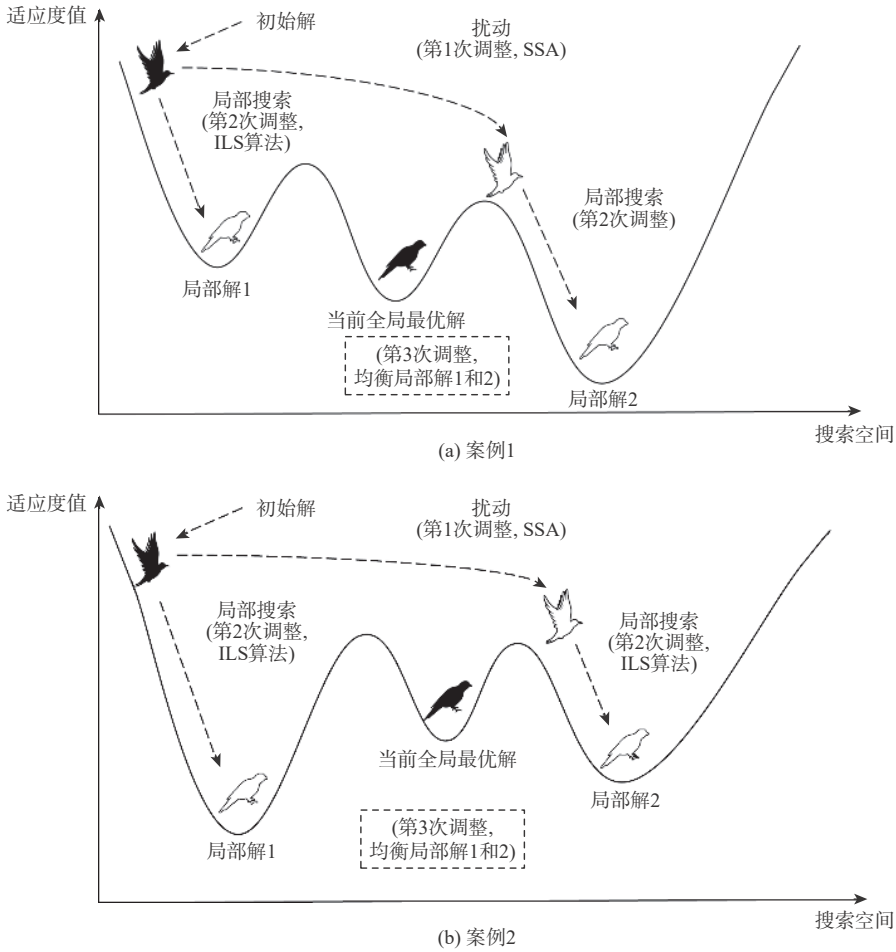



图 2　改进的迭代局部搜索原理

Fig. 2　Improved iterative local search principle

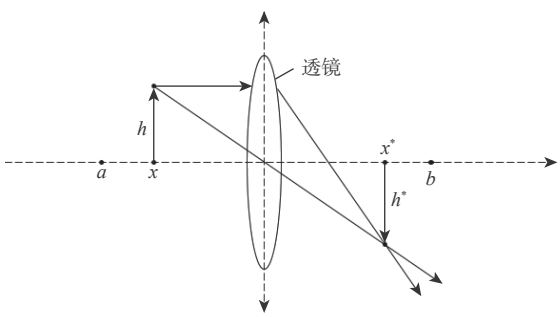



图 3　透镜反向学习原理

Fig. 3　Principle of len reverse learning

$$\frac{(a+b)/2-x}{x^*-(a+b)/2}=\frac{h}{h^*}=k \tag{11}$$

对式(11)进行变换可得

$$x^*=\frac{a+b}{2}+\frac{a+b}{2k}-\frac{x}{k} \tag{12}$$

$k$ 用来表示透镜的聚焦能力, 即成像大小。当 $k$=1 时, 可以简化为

$$x^*=a+b-x \tag{13}$$

此时为一般的反向学习策略, 可以看出一般反向学习策略是透镜成像的特例。同时本文将透镜成像扩展到每个维度, 对每个维度进行透镜成像反向学习, 表达式扩展为

$$x_j^*=\frac{a_j+b_j}{2}+\frac{a_j+b_j}{2k}-\frac{x_j}{k} \tag{14}$$

式中: $j$ 为当前维度; $a_j$为第 $j$ 维的下界; $b_j$为第 $j$ 维的上界。

同时本文采取动态边界, 即

$$a_j=\min\left(x_j\right) \tag{15}$$

$$b_j=\max\left(x_j\right) \tag{16}$$

式中: $\min\left(x_j\right)$为所有个体中第 $j$ 维的最小值; $\max\left(x_j\right)$为所有个体中第 $j$ 维的最大值。

### 2.4　GSSA 流程

GSSA 利用佳点集初始化种群, 在追随者和警戒者位置更新时分别加入改进的 ILS 和逐维透镜成像反向学习, 增加种群多样性和对当前解的利用, 提升了算法摆脱局部极值吸引的能力, 具有更加灵活细致的搜索性能, 其具体实现步骤如下:

**步骤 1**　设置初始化参数, 包括种群规模 $N$,发现者比例 $P_{\mathrm{D}}$, 警戒者比例 $D_{\mathrm{S}}$, 目标函数维度 $D$, 上

下界最大迭代次数 $T$, 安全阈值 $S$, 聚焦能力系数 $k$。

**步骤 2** 利用 2.1 节佳点集中的式(5)初始化种群。

**步骤 3** 计算每个个体的适应度值 $f_i$, 对适应度排序, 选出当前最优适应度值 $f_g$及其所对应的位置 $X_{best}$, 当前最差适应度值 $f_w$及其所对应的位置 $X_{worst}$。

**步骤 4** 选取适应度值前 $P_D$*$N$ 的个体作为发现者, 根据式 (1) 更新其位置, 并确定发现者当前所占据的最优位置 $X_P$。

**步骤 5** 选取剩下的个体作为追随者, 根据式 (2) 和式 (10) 更新其位置。

**步骤 6** 从麻雀种群中随机选取 $D_S$*$N$ 的个体作为警戒者, 根据式 (3) 和式 (15) 更新其位置。

**步骤 7** 计算适应度值, 更新麻雀位置和 $f_g$、$X_{best}$、$f_w$、$X_{worst}$。

**步骤 8** 判断是否满足输出条件, 满足则输出结果, 否则重复步骤 4～步骤 7。

## 3 仿真实验和结果分析

为了更好的验证 GSSA 的性能, 本文选取常用的 12 个基本测试函数进行验证, 并将 GWO、WOA、MWOA、SSA、CSSA、GSSA 共 6 个算法进行测试和比较, 具体的参数设置如表 1 所示, 测试函数信息如表 2 所示。为了公平起见, 每个算法的种群大小和最大迭代次数分别为 30 和 500, 每个算法独立运行 30 次, 计算其最优值、最差值、均值和标准差并将每个指标的最优值以加黑字处理, 同时根据均值对算法在各个测试函数中的结果进行排名(如均值相等则比较标准差), 结果如表 3 所示。本文实验环境均为 AMD Ryzen 7 4800U with Radeon Graphics @1.80 GHz, 内存 16GB, 装有 MATLAB 2020a 的 Windows 10 系统。

**表 1 参数设置**

**Table 1 Parameter settings**

| 算法 | $a$ | $b$ | $n$ | $S$ | $P_D$ | $D_S$ | $k$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| GWO | 2→0 | | | | | | |
| WOA | | 1 | | | | | |
| MWOA | | | 12 000 | | | | |
| SSA | | | | 0.8 | 0.2 | 0.2 | |
| CSSA | | | | 0.8 | 0.2 | 0.2 | |
| GSSA | | | | 0.8 | 0.2 | 0.2 | 12 000 |

对于高维单峰测试函数 $F_1$～$F_5$, GSSA 和 SSA 都找到了理论最优值, 但 4 项指标均超出其他算法; 对于高维多峰测试函数 $F_6$～$F_9$, GSSA 仅函数 $F_6$ 指标较其他算法表现较差; 对于低维多峰测试函数 $F_{10}$～$F_{12}$, 函数 $F_{11}$ 没有找到理论值但是其他指标

**表 2 测试函数**

**Table 2 Test function**

| 函数 | 维度 | 搜索区域 | 理论值 |
|---|---|---|---|
| $F_1(x)=\sum_{i=1}^{n}x_i^2$ | 30 | [−100,100] | 0 |
| $F_2(x)=\sum_{i=1}^{n}\lvert x_i\rvert+\prod_{i=1}^{n}\lvert x_i\rvert$ | 30 | [−100,100] | 0 |
| $F_3(x)=\max_i\{\lvert x_i\rvert,1\leqslant i\leqslant n\}$ | 30 | [−100,100] | 0 |
| $F_4(x)=\sum_{i=1}^{n-1}\left[100(x_{i+1}-x_i^2)^2+(x_i-1)^2\right]$ | 30 | [−30,30] | 0 |
| $F_5(x)=\sum_{i=1}^{n}([x_i+0.5])^2$ | 30 | [−100,100] | 0 |
| $F_6(x)=\sum_{i=1}^{n}-x_i\sin\left(\sqrt{\lvert x_i\rvert}\right)$ | 30 | [−500,500] | −12 569.4 |
| $F_7(x)=\frac{1}{4\,000}\sum_{i=1}^{n}x_i^2-\prod_{i=1}^{n}\cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right)+1$ | 30 | [−600,600] | 0 |
| $F_8(x)=\frac{\pi}{n}\left\{10\sin(\pi y_1)+\sum_{i=1}^{n-1}(y_i-1)^2\cdot\left[1+10\sin^2(\pi y_{i+1})\right]+(y_n-1)^2\right\}+\sum_{i=1}^{n}u(x_i,10,100,4)$, $y_i=1+\frac{x_i+1}{4}$ | 30 | [−50,50] | 0 |
| $F_9(x)=0.1\left\{\sin^2(3\pi x_1)+\sum_{i=1}^{n}(x_i-1)^2\cdot\left[1+\sin^2(3\pi x_i+1)\right]+(x_n-1)^2\left[1+\sin^2(2\pi x_n)\right]\right\}+\sum_{i=1}^{n}u(x_i,5,100,4)$ | 30 | [−50,50] | 0 |
| $F_{10}(x)=\left(\frac{1}{500}+\sum_{j=1}^{25}1\Big/\left(j+\sum_{i=1}^{2}\left(x_i-a_{ij}\right)^6\right)\right)^{-1}$ | 2 | [−65.536, 65.536] | 0.998 |
| $F_{11}(x)=\sum_{i=1}^{11}\left(a_i-\frac{x_1\left(b_i^2+b_1x_2\right)}{b_i^2+b_1x_3+x_4}\right)^2$ | 4 | [−5,5] | 0.000 3 |
| $F_{12}(x)=\sum_{i=1}^{10}\left[(\boldsymbol{X}-a_i)(\boldsymbol{X}-a_i)^{\mathrm{T}}+c_i\right]^{-1}$ | 4 | [0,10] | −10.536 4 |

都比其他算法要好, 函数 $F_{12}$ 中 GSSA 与排名第一的 CSSA 相差较小。总的来说, GSSA 表现出比 SSA 更稳定的寻优性能, 具有很强的跳出局部最优的能力。

为了更好的验证每个策略发挥的作用, 本文将 SSA、加入佳点集的 SSA(SSA1)、加入改进的 ILS 的 SSA(SSA2)、加入逐维透镜学习的 SSA(SSA3)、本文算法(GSSA)在函数 $F_1$ 中进行测试仿真, 并分别在 30 维、100 维的情况下进行测试, 以验证算法在更高维情况下的性能, 结果如图 4 所示。可以看出 3 种策略对 SSA 性能都有一定的提升, 改进的 ILS 和逐维透镜成像反向学习在高维情况下比低维

**表 3　测试函数结果对比**

**Table 3　Comparison of test function results**

| 函数 | 算法 | 最优值 | 最差值 | 均值 | 标准差 | 排名 | 函数 | 算法 | 最优值 | 最差值 | 均值 | 标准差 | 排名 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $F_1$ | GWO | $1.75\times10^{-27}$ | $2.34\times10^{-25}$ | $3.31\times10^{-26}$ | $5.42\times10^{-26}$ | 6 | $F_7$ | GWO | **0** | $3.17\times10^{-2}$ | $4.59\times10^{-3}$ | $9.70\times10^{-3}$ | 4 |
| | WOA | $2.18\times10^{-87}$ | $5.74\times10^{-73}$ | $2.62\times10^{-74}$ | $1.05\times10^{-73}$ | 3 | | WOA | **0** | $1.48\times10^{-1}$ | $4.93\times10^{-3}$ | $2.70\times10^{-2}$ | 5 |
| | MWOA | $3.13\times10^{-83}$ | $3.65\times10^{-71}$ | $1.33\times10^{-72}$ | $6.66\times10^{-72}$ | 4 | | MWOA | **0** | $1.64\times10^{-1}$ | $5.48\times10^{-3}$ | $3.00\times10^{-2}$ | 6 |
| | SSA | **0** | $5.91\times10^{-63}$ | $1.97\times10^{-64}$ | $1.08\times10^{-63}$ | 5 | | SSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 |
| | CSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 | | CSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 |
| | GSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 | | GSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 |
| $F_2$ | GWO | $1.33\times10^{-16}$ | $2.07\times10^{-15}$ | $7.21\times10^{-16}$ | $4.63\times10^{-16}$ | 6 | $F_8$ | GWO | $5.13\times10^{-7}$ | $1.14\times10^{-1}$ | $3.90\times10^{-2}$ | $2.17\times10^{-2}$ | 6 |
| | WOA | $2.65\times10^{-57}$ | $2.69\times10^{-49}$ | $9.79\times10^{-51}$ | $4.90\times10^{-50}$ | 3 | | WOA | $3.55\times10^{-3}$ | $9.25\times10^{-2}$ | $2.40\times10^{-2}$ | $1.86\times10^{-2}$ | 5 |
| | MWOA | $1.06\times10^{-56}$ | $1.57\times10^{-48}$ | $9.36\times10^{-50}$ | $3.45\times10^{-49}$ | 4 | | MWOA | $6.06\times10^{-3}$ | $6.53\times10^{-2}$ | $2.25\times10^{-2}$ | $1.45\times10^{-2}$ | 4 |
| | SSA | **0** | $9.86\times10^{-37}$ | $5.16\times10^{-38}$ | $1.91\times10^{-37}$ | 5 | | SSA | $\mathbf{1.57\times10^{-32}}$ | $4.18\times10^{-8}$ | $2.15\times10^{-9}$ | $8.19\times10^{-9}$ | 3 |
| | CSSA | **0** | $3.51\times10^{-287}$ | $1.17\times10^{-288}$ | **0** | 2 | | CSSA | $3.01\times10^{-14}$ | $3.32\times10^{-9}$ | $2.70\times10^{-10}$ | $6.03\times10^{-10}$ | 2 |
| | GSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 | | GSSA | $\mathbf{1.57\times10^{-32}}$ | $\mathbf{1.04\times10^{-14}}$ | $\mathbf{3.92\times10^{-16}}$ | $\mathbf{1.90\times10^{-15}}$ | 1 |
| $F_3$ | GWO | $5.77\times10^{-8}$ | $3.64\times10^{-6}$ | $7.30\times10^{-7}$ | $8.46\times10^{-7}$ | 4 | $F_9$ | GWO | $1.01\times10^{-1}$ | $9.71\times10^{-1}$ | $5.42\times10^{-1}$ | $1.99\times10^{-1}$ | 5 |
| | WOA | 4.37 | 90.3 | 47.4 | 26.1 | 6 | | WOA | $1.26\times10^{-1}$ | 1.11 | $5.50\times10^{-1}$ | $2.96\times10^{-1}$ | 6 |
| | MWOA | 1.63 | 85.0 | 43.4 | 25.0 | 5 | | MWOA | $8.24\times10^{-2}$ | $9.67\times10^{-1}$ | $5.37\times10^{-1}$ | $2.11\times10^{-1}$ | 4 |
| | SSA | **0** | $8.18\times10^{-28}$ | $2.73\times10^{-29}$ | $1.49\times10^{-28}$ | 3 | | SSA | $\mathbf{1.35\times10^{-32}}$ | $1.89\times10^{-7}$ | $1.42\times10^{-8}$ | $3.90\times10^{-8}$ | 3 |
| | CSSA | **0** | $1.10\times10^{-297}$ | $4.27\times10^{-299}$ | **0** | 2 | | CSSA | $1.62\times10^{-11}$ | $5.14\times10^{-8}$ | $3.14\times10^{-9}$ | $9.25\times10^{-9}$ | 2 |
| | GSSA | **0** | **0** | **0** | **0** | 1 | | GSSA | $\mathbf{1.35\times10^{-32}}$ | $\mathbf{1.23\times10^{-14}}$ | $\mathbf{6.19\times10^{-16}}$ | $\mathbf{2.29\times10^{-15}}$ | 1 |
| $F_4$ | GWO | 26.1 | 28.5 | 27.2 | $7.68\times10^{-1}$ | 4 | $F_{10}$ | GWO | $9.98\times10^{-1}$ | 12.7 | 3.62 | 3.36 | 5 |
| | WOA | 27.2 | 28.8 | 28.3 | $4.77\times10^{-1}$ | 6 | | WOA | $9.98\times10^{-1}$ | 10.8 | 3.22 | 3.52 | 3 |
| | MWOA | 27.0 | 28.8 | 28.0 | $5.22\times10^{-1}$ | 5 | | MWOA | $9.98\times10^{-1}$ | $10.8^{1}$ | 3.61 | 3.81 | 4 |
| | SSA | **0** | $1.37\times10^{-4}$ | $9.74\times10^{-6}$ | $2.75\times10^{-5}$ | 2 | | SSA | $\mathbf{9.98\times10^{-1}}$ | 12.7 | 9.53 | 4.83 | 6 |
| | CSSA | $8.00\times10^{-9}$ | $4.20\times10^{-4}$ | $4.53\times10^{-5}$ | $1.07\times10^{-4}$ | 3 | | CSSA | $\mathbf{9.98\times10^{-1}}$ | 2.98 | 1.26 | $6.86\times10^{-1}$ | 2 |
| | GSSA | **0** | $\mathbf{8.16\times10^{-16}}$ | $\mathbf{2.72\times10^{-17}}$ | $\mathbf{1.49\times10^{-16}}$ | 1 | | GSSA | $\mathbf{9.98\times10^{-1}}$ | $\mathbf{9.98\times10^{-1}}$ | $\mathbf{9.98\times10^{-1}}$ | $\mathbf{1.21\times10^{-14}}$ | 1 |
| $F_5$ | GWO | $2.34\times10^{-1}$ | 1.67 | $7.61\times10^{-1}$ | $4.05\times10^{-1}$ | 6 | $F_{11}$ | GWO | $3.08\times10^{-4}$ | $2.04\times10^{-2}$ | $1.77\times10^{-3}$ | $5.06\times10^{-3}$ | 6 |
| | WOA | $9.41\times10^{-2}$ | 1.18 | $3.99\times10^{-1}$ | $2.27\times10^{-1}$ | 4 | | WOA | $3.29\times10^{-4}$ | $2.24\times10^{-3}$ | $6.62\times10^{-4}$ | $4.24\times10^{-4}$ | 4 |
| | MWOA | $5.41\times10^{-2}$ | $8.77\times10^{-1}$ | $4.07\times10^{-1}$ | $2.21\times10^{-1}$ | 5 | | MWOA | $3.07\times10^{-4}$ | $2.25\times10^{-3}$ | $6.73\times10^{-4}$ | $4.85\times10^{-4}$ | 5 |
| | SSA | **0** | $1.85\times10^{-7}$ | $2.61\times10^{-8}$ | $4.61\times10^{-8}$ | 3 | | SSA | $3.07\times10^{-4}$ | $3.30\times10^{-4}$ | $\mathbf{3.08\times10^{-4}}$ | $4.14\times10^{-6}$ | 2 |
| | CSSA | $5.28\times10^{-12}$ | $6.86\times10^{-8}$ | $6.71\times10^{-9}$ | $1.45\times10^{-8}$ | 2 | | CSSA | $\mathbf{3.07\times10^{-4}}$ | $1.22\times10^{-3}$ | $3.42\times10^{-4}$ | $1.68\times10^{-4}$ | 3 |
| | GSSA | **0** | $\mathbf{3.57\times10^{-16}}$ | $\mathbf{1.37\times10^{-17}}$ | $\mathbf{6.55\times10^{-17}}$ | 1 | | GSSA | $3.08\times10^{-4}$ | $\mathbf{3.08\times10^{-4}}$ | $\mathbf{3.08\times10^{-4}}$ | $\mathbf{2.68\times10^{-15}}$ | 1 |
| $F_6$ | GWO | $-7.20\times10^{3}$ | $-2.66\times10^{3}$ | $-5.94\times10^{3}$ | $-1.19\times10^{3}$ | 6 | $F_{12}$ | GWO | −10.5 | −5.13 | −10.4 | $9.87\times10^{-1}$ | 3 |
| | WOA | $-1.26\times10^{4}$ | $-6.67\times10^{3}$ | $-1.01\times10^{4}$ | $-1.92\times10^{3}$ | 4 | | WOA | −10.5 | −1.68 | −7.03 | 3.45 | 6 |
| | MWOA | $-1.26\times10^{4}$ | $-8.51\times10^{3}$ | $-1.09\times10^{4}$ | $-1.57\times10^{3}$ | 2 | | MWOA | −10.5 | −1.86 | −7.15 | 3.25 | 5 |
| | SSA | $\mathbf{-1.26\times10^{4}}$ | $-6.50\times10^{3}$ | $-9.28\times10^{3}$ | $-2.06\times10^{3}$ | 5 | | SSA | **−10.5** | −5.13 | −9.99 | 1.65 | 4 |
| | CSSA | $\mathbf{-1.26\times10^{4}}$ | $\mathbf{-8.66\times10^{3}}$ | $\mathbf{-1.10\times10^{4}}$ | $-1.11\times10^{3}$ | 1 | | CSSA | **−10.5** | **−10.5** | **−10.5** | $\mathbf{1.44\times10^{-15}}$ | 1 |
| | GSSA | $-1.16\times10^{+04}$ | $-8.64\times10^{+03}$ | $-1.06\times10^{4}$ | $\mathbf{-5.11\times10^{2}}$ | 3 | | GSSA | **−10.5** | −10.5 | −10.5 | $1.95\times10^{-5}$ | 2 |

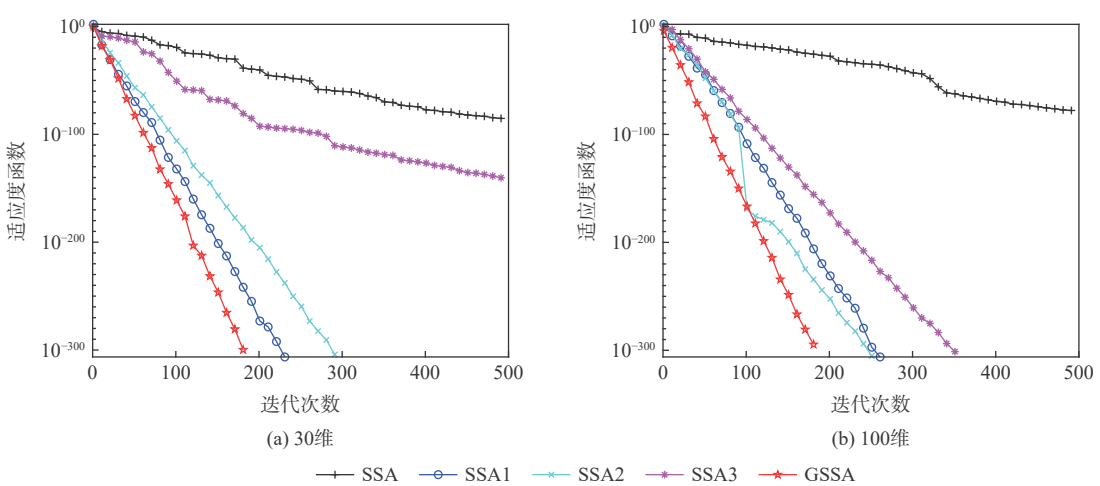



图 4　各改进策略结果对比

Fig. 4　Comparison of improvement strategies

表现更好，佳点集策略表现很稳定，且3种策略的组合比单一策略效果更好。

图5为各算法的平均收敛曲线，可以看出GSSA具有较其他算法更快的收敛速度，同时GSSA更容易跳出局部最优区域。为更加直观观察每个算法在不同函数下的排序结果，采用雷达图对排序结果进行绘图，如图6所示。图中GSSA结果曲线所围面积最小，说明GSSA整体上具有最好的寻优性能。

仅根据均值和标准差往往无法准确评价一个算法的性能，因此，本文采用Wilcoxon秩和检验验证GSSA是否与其他算法存在显著性差异。表4为对30次运算结果进行Wilcoxon秩和检验的$p$值，当$p$<0.05时，可以认为GSSA与对比算法具有显著性差异，其中Na表示两者几乎相同，加黑表示对比算法优于GSSA，未加黑表示对比算法劣于GSSA。可以看出，GSSA和其他算法具有显著性差异，且性能优于其他算法，从而表明GSSA相较于

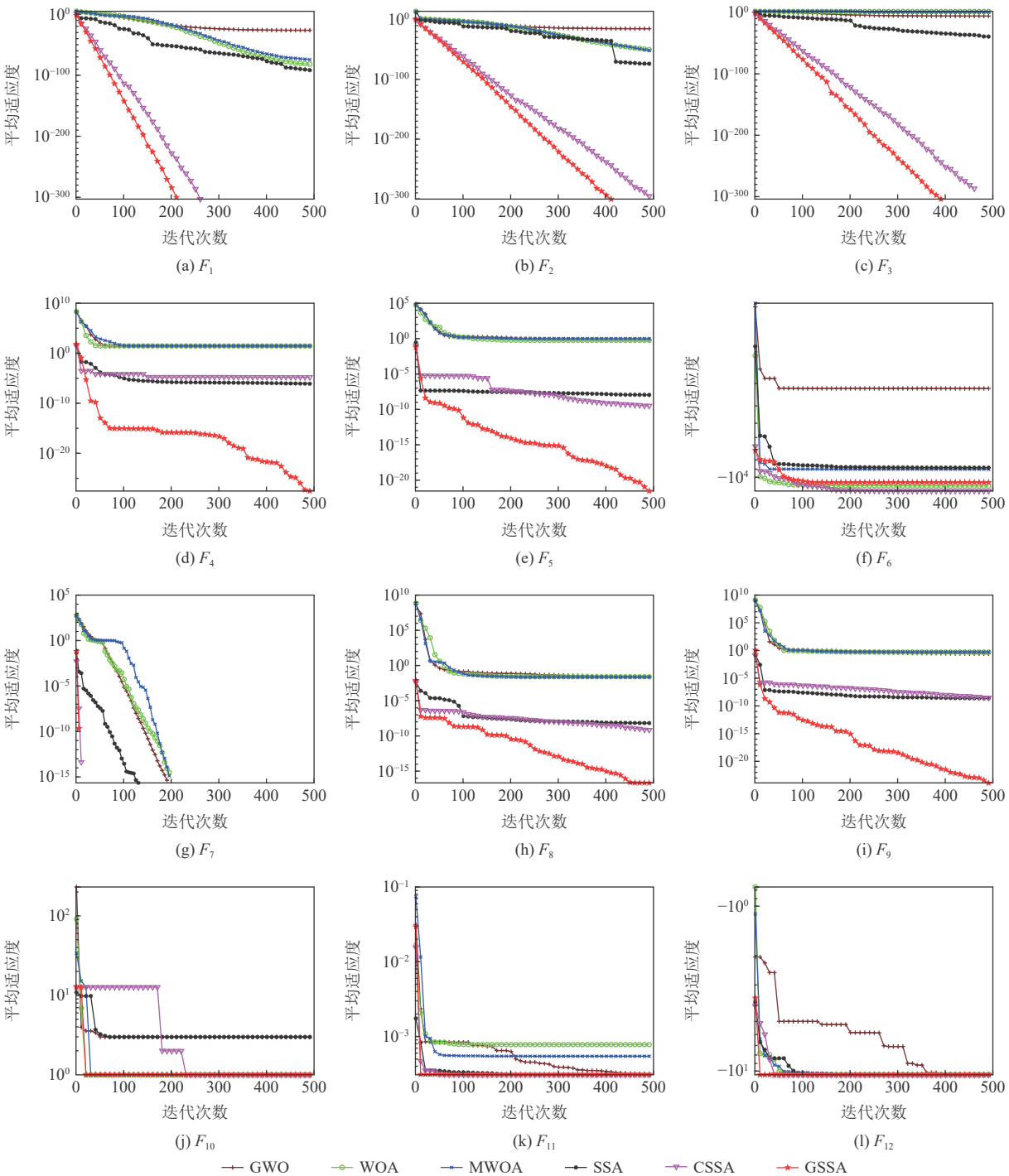



图5 各算法的平均收敛曲线

Fig. 5 Average convergences curves of test function

其他算法具有更好的优越性。

为证明算法的有效性, 通过对 12 个测试函数的平均误差 $M$ 进行排序, 各算法 $M$ 排名如表 5 所示。根据结果可以看出 GSSA 排名第一, 相较于其他算法具有更小的 $M$ 值, 进一步证明了改进策略的有效性。$M$ 的计算式为

$$M=\frac{\sum_{i=1}^{N_f}|m_i-o_i|}{N_f} \tag{17}$$

式中: $N_f$为测试函数个数; $m_i$为算法结果的均值; $o_i$为测试函数的理论最优值。

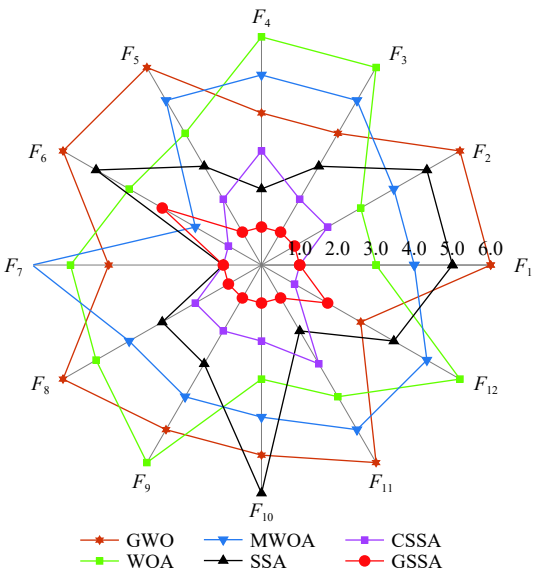



图 6　测试函数排序雷达图

Fig. 6　Radar diagram of test function sorting

**表 4　测试函数 Wilcoxon 秩和检验的 *p* 值**

**Table 4　*p*-value of Wilcoxon rank sum test of test function**

| 函数 | GWO | WOA | MWOA | SSA | CSSA |
|---|---|---|---|---|---|
| $F_1$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $6.25\times10^{-10}$ | Na |
| $F_2$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $4.57\times10^{-12}$ | $8.87\times10^{-7}$ |
| $F_3$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $1.21\times10^{-12}$ | $4.57\times10^{-12}$ | $1.37\times10^{-3}$ |
| $F_4$ | $3.00\times10^{-11}$ | $3.00\times10^{-11}$ | $3.00\times10^{-11}$ | $5.87\times10^{-07}$ | $3.00\times10^{-11}$ |
| $F_5$ | $3.01\times10^{-11}$ | $3.01\times10^{-11}$ | $3.01\times10^{-11}$ | $4.81\times10^{-10}$ | $3.01\times10^{-11}$ |
| $F_6$ | $2.75\times10^{-11}$ | $\mathbf{2.51\times10^{-1}}$ | $\mathbf{6.30\times10^{-2}}$ | $1.11\times10^{-2}$ | $4.47\times10^{-2}$ |
| $F_7$ | $1.10\times10^{-2}$ | $\mathbf{1.61\times10^{-1}}$ | $\mathbf{3.34\times10^{-1}}$ | Na | Na |
| $F_8$ | $3.02\times10^{-11}$ | $3.02\times10^{-11}$ | $3.02\times10^{-11}$ | $2.36\times10^{-4}$ | $3.02\times10^{-11}$ |
| $F_9$ | $3.02\times10^{-11}$ | $3.02\times10^{-11}$ | $3.02\times10^{-11}$ | $8.14\times10^{-7}$ | $3.02\times10^{-11}$ |
| $F_{10}$ | $8.54\times10^{-11}$ | $1.79\times10^{-11}$ | $1.79\times10^{-11}$ | $1.59\times10^{-9}$ | $\mathbf{2.13\times10^{-1}}$ |
| $F_{11}$ | $8.48\times10^{-9}$ | $3.02\times10^{-11}$ | $5.57\times10^{-10}$ | $8.48\times10^{-9}$ | $8.48\times10^{-9}$ |
| $F_{12}$ | $7.13\times10^{-8}$ | $2.69\times10^{-11}$ | $2.69\times10^{-11}$ | $\mathbf{3.47\times10^{-1}}$ | $1.10\times10^{-11}$ |

**表 5　各算法 *M* 排名**

**Table 5　Algorithm *M* ranking**

| 算法 | *M* | 排名 |
|---|---|---|
| GWO | 555.28 | 6 |
| WOA | 210.07 | 5 |
| MWOA | 143.85 | 3 |
| SSA | 174.49 | 4 |
| CSSA | 129.61 | 2 |
| GSSA | 68.02 | 1 |

## 4　结　论

1) 初始种群更佳。佳点集使初始种群更加均匀, 提升了种群多样性。

2) 搜索能力更强。根据迭代局部搜索进行了更适合 SSA 的改进, 在不降低原算法收敛速度快优点的基础上, 使算法的搜索能力更加灵活。

3) 易跳出局部最优。逐维透镜成像反向学习机制帮助算法跳出局部最优并加速收敛。

4) 稳定性更好。从 12 个测试函数的结果来看, GSSA 能快速稳定地寻找到较对比算法更优的结果。

GSSA 的研究还处于验证阶段, 下一步计划将改进算法用于更复杂的实际应用上, 如无人机路径规划、多目标问题等, 验证其算法的实用性。

## 参考文献 ( References )

[1] XUE J K, SHEN B. A novel swarm intelligence optimization approach: sparrow search algorithm[J]. Systems Science & Control Engineering, 2020, 8(1): 22-34.

[2] 李雅丽, 王淑琴, 陈倩茹, 等. 若干新型群智能优化算法的对比研究[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(22): 1-12.
LI Y L, WANG S Q, CHEN Q R, et al. Comparative study of several new swarm intelligence optimization algorithms[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(22): 1-12(in Chinese).

[3] 吕鑫, 慕晓冬, 张钧. 基于改进麻雀搜索算法的多阈值图像分割[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(2): 318-327.
LYU X, MU X D, ZHANG J. Multi-threshold image segmentation based on improved sparrow search algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(2): 318-327(in Chinese).

[4] 吕鑫, 慕晓冬, 张钧, 等. 混沌麻雀搜索优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1712-1720.
LYU X, MU X D, ZHANG J, et al. Chaos sparrow search optimization algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1712-1720(in Chinese).

[5] 汤安迪, 韩统, 徐登武, 等. 基于混沌麻雀搜索算法的无人机航迹规划方法[J]. 计算机应用, 2021, 41(7): 2128-2136.
TANG A D, HAN T, XU D W, et al. Path planning method of unmanned aerial vehicle based on chaos sparrow search algorithm[J]. Journal of Computer Applications, 2021, 41(7): 2128-2136(in Chinese).

[6] 陈义雄, 梁昔明, 黄亚飞. 基于佳点集构造的改进量子粒子群优

化算法[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2013, 44(4): 1409-1414.
CHEN Y X, LIANG X M, HUANG Y F. Improved quantum particle swarm optimization based on good-point set[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2013, 44(4): 1409-1414(in Chinese).

[7] 张达敏, 徐航, 王依柔, 等. 嵌入Circle映射和逐维小孔成像反向学习的鲸鱼优化算法[J]. 控制与决策, 2021, 36(5): 1173-1180.
ZHANG D M, XU H, WANG Y R, et al. Whale optimization algorithm for embedded Circle mapping and onedimensional oppositional learning based small hole imaging[J]. Control and Decision, 2021, 36(5): 1173-1180(in Chinese).

[8] 华罗庚, 王元. 数论在近代分析中的应用[M]. 北京: 科学出版社, 1978: 1-99.
HUA L G, WANG Y. Application of number theory in modern analysis [M]. Beijing: Science Press, 1978: 1-99(in Chinese).

[9] GAN C, CAO W H, WU M, et al. A new bat algorithm based on iterative local search and stochastic inertia weight[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 104: 202-212.

[10] YANG X S. A new metaheuristic bat-inspired algorithm[C]//Nature Inspired Cooperative Strategies for Optimization (NICSO 2010). Berlin: Springer, 2010: 65-74.

[11] MOLINA D, LATORRE A, HERRERA F. SHADE with iterative local search for large-scale global optimization[C]// 2018 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-8.

[12] XIA X W, LIU J N, LI Y X. Particle swarm optimization algorithm with reverse-learning and local-learning behavior[J]. Journal of Software, 2014, 9(2): 350-357.

[13] 何杰光, 彭志平, 崔得龙, 等. 一种多反向学习的教与学优化算法[J]. 工程科学与技术, 2019, 51(6): 159-167.
HE J G, PENG Z P, CUI D L, et al. Multi-opposition teaching-learning-based optimization[J]. Advanced Engineering Sciences, 2019, 51(6): 159-167(in Chinese).

[14] RAHNAMAYAN S, TIZHOOSH H R, SALAMA M M A. Opposition-based differential evolution[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2008, 12(1): 64-79.

[15] 龙文, 伍铁斌, 唐明珠, 等. 基于透镜成像学习策略的灰狼优化算法[J]. 自动化学报, 2020, 46(10): 2148-2164.
LONG W, WU T B, TANG M Z, et al. Grey wolf optimizer algorithm based on lens imaging learning strategy[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(10): 2148-2164(in Chinese).

[16] OUYANG C T, ZHU D L, QIU Y X. Lens learning sparrow search algorithm[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2021, 2021: 1-17.

# Improved sparrow search algorithm based on good point set

YAN Shaoqiang[1], YANG Ping[1,*], ZHU Donglin[2], WU Fengxuan[1], YAN Zhe[1]

(1. School of Combat Support, Rocket Military Engineering University, Xi'an 710025, China;
2. School of Information Engineering, Jiangxi University of Technology, Ganzhou 341000, China)

**Abstract**: An enhanced sparrow search algorithm based on a good point set (GSSA) is developed to address the sparrow search algorithm (SSA) weak starting population quality, instability, and susceptibility to local optimization. Firstly, adding a good point set makes the initial population more uniform and improves the population diversity. Second, while retaining the benefits of the original algorithm's quick convergence speed, an enhanced iterative local search is merged with the features of the SSA algorithm to increase the search capabilities of the latter. Finally, a dimension by dimension lens imaging reverse learning mechanism is added to the algorithm to reduce the interference between various dimensions, help the algorithm jump out of local optimization and accelerate convergence. Through 12 test function simulation experiments, with the help of the Wilcoxon rank sum test and mean error $M$, it is proved that GSSA has greatly improved the optimization performance such as optimization accuracy and stability, and the convergence speed is faster.

**Keywords**: sparrow search algorithm; optimization algorithm; good point set; iterative local search; dimension by dimension lens reverse learning

**Received**: 2021-12-03; **Accepted**: 2022-01-25; **Published Online**: 2022-01-29 16:57
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220129.1334.002.html
**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (61703411)
* **Corresponding author**. E-mail: yyp_ing@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0734

# 基于干扰观测器的空间惯性传感器自适应控制

付海清[1,2]，吴树范[1,2,*]，刘梅林[1,2]，孙笑云[1,2]

(1. 上海市引力波探测前沿科学研究基地，上海 200240；2. 上海交通大学 航空航天学院，上海 200240)

**摘 要**：针对空间引力波探测航天器内部惯性传感器超高精度控制问题，提出一种基于干扰观测器的自适应控制方案，应用于探测航天器内部双检验质量静电悬浮控制，为探测任务提供高精度惯性基准。基于对系统附加干扰的观测与反馈，来设计干扰观测器实现对系统驱动噪声及非驱动噪声的分别估计；基于反步控制结构设计，基于神经网络的自适应反馈控制器，实现闭环噪声抑制与传感器电压驱动的非线性不确定性逼近。利用 Lyapunov 方法分析各闭环信号的收敛性，通过数值仿真来验证所提方案相比传统控制方案有更好地的稳定性，在探测频段内，非敏感轴各自由度闭环位移噪声水平达到$10^{-15}$ m/s$^2$/Hz$^{1/2}$量级，残余加速度噪声水平达到$10^{-14}$ m/s$^2$/Hz$^{1/2}$量级。相比常规状态反馈控制方案，噪声抑制性能提升约 60%。

**关 键 词**：空间引力波探测；静电悬浮控制；惯性传感器；干扰观测器；自适应控制

**中图分类号**：V448.22+.3

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2799-08

随着空间科学探测任务的快速发展，如微重力科学、空间基础物理验证等空间实验为代表的空间科学技术获得较高关注，利用甚长基线编队、高精度导航、无拖曳控制及空间惯性传感器高精度控制等关键技术实现在轨航天器极高极精密的指标需求，是当前航天器导航、制导与控制研究的热点问题[1]。其中，以惯性传感器为控制对象的静电悬浮控制[2]是实现上述高精度控制的基础。

空间惯性传感器以放在其真空内腔中的检验质量建立惯性基准，并以检验质量残余加速度来衡量平台优劣[3]。以欧洲航天局空间引力波探测项目 LISA Pathfinder 为例，要求在 0.1 mHz ~ 1 Hz的探测频段内，非敏感轴加速度水平小于$3\times10^{-13}$m/s$^2$/Hz$^{1/2}$[4]，对空间惯性传感器静电悬浮控制精度提出极大挑战。

目前，提高空间惯性传感器静电悬浮控制精度的方法主要分为：①提高闭环系统鲁棒性；②附加干扰及系统不确定性的辨识与反馈。文献 [5] 采用频域分离的方法，结合$H_\infty$混合灵敏度控制方案，在抑制系统噪声的同时实现控制信号与科学测量信号的分离与解耦；文献 [6] 结合定量反馈理论，在无拖曳控制的静电悬浮控制通道中，用转化得到的一组设计准则表示控制器灵敏度和补灵敏度函数的约束，调整标称控制器以保证响应有界，用于满足不同的性能规范。文献 [7] 在探测航天器中，提出一种用于动力学未知的线性时不变系统的输出反馈观测器设计的方法，实现静电悬浮通道的噪声抑制需求和目标。

多数的空间惯性传感器静电悬浮控制方法应用于无拖曳控制系统中的载荷控制回路[8-9]，仅强调惯性传感器与航天器平台相关的动力学特性，而忽略了载荷内部电压驱动引起的强烈非线性。对动力学模型进行完善后，部分控制方案因依赖于线性化的标称模型而不再适用，而一般的自适应控制方案也难以满足外源性干扰的抑制需求[10-12]。

本文针对空间引力波探测中惯性传感器高精度静电悬浮控制问题，利用固定时间观测器设计一种基于干扰观测反馈的空间惯性传感器自适应低

**收稿日期**：2021-12-06；**录用日期**：2022-04-19；**网络出版时间**：2022-05-17 10:43
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220516.1838.002.html
**基金项目**：国家重点研发计划 (2020YFC2200800)
* **通信作者**. E-mail：shufan.wu@sjtu.edu.cn

*引用格式：付海清，吴树范，刘梅林，等. 基于干扰观测器的空间惯性传感器自适应控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2799-2806. FU H Q，WU S F，LIU M L，et al. Disturbance-observer based adaptive control for space inertial sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2799-2806（in Chinese）.*

噪声控制方案，实现系统驱动噪声与非驱动噪声的分别估计及抑制。

本文提出一种新的空间惯性传感器动力学模型建立方法，并设计了一种改进的自适应反步静电悬浮控制方法。与现有文献相比，本文引入了电压驱动耦合，将系统表达为存在动力学耦合及外源性干扰的非线性形式。通过改进的固定时间观测器和基于神经网络的自适应反步静电悬浮控制方法，实现了对外源性干扰的估计和对状态参数矩阵的不确定性逼近。与以往线性系统的控制设计方法相比，本文方法考虑了非线性扰动和不确定性的影响，提高了应对复杂扰动的控制精度。

## 1 空间惯性传感器模型建立

本节详细描述空间惯性传感器静电悬浮控制系统的电压与静电力之间的转换关系，建立交流执行机系统动力学模型，并给出研究问题的假设条件。

### 1.1 空间惯性传感器电压驱动算法

本文参考 LISA Pathfinder 模型[4]，选取高分辨率模式建立空间惯性传感器交流执行机的动力学模型。给出惯性传感器极板电压与输入驱动力的转换关系，以$x$、$\varphi$方向为例，将输入力及驱动刚度与极板上两自由度反馈电压的解算关系表达为

$$\begin{cases}\dfrac{\varepsilon_0 A_x}{d_x}\left(V_{1x}^2-V_{2x}^2\right)=f_x\\ \dfrac{2\varepsilon_0 A_x}{d_x^2}\left(V_{1x}^2+V_{2x}^2\right)=\left|K_{xx}\right|\\ \dfrac{R_{x(\varphi)}\varepsilon_0 A_x}{d_x}\left(V_{1\varphi}^2-V_{2\varphi}^2\right)=f_\varphi\\ \dfrac{2R_{2x(\varphi)}^2\varepsilon_0 A_x}{d_x^2}\left(V_{1\varphi}^2+V_{2\varphi}^2\right)=\left|K_{\varphi\varphi}\right|\end{cases}\tag{1}$$

式中：$A_x$和$d_x$分别为$x$方向传感器电容极板面积和极板到质量块的间距；$K_{xx}$和$K_{\varphi\varphi}$分别为根据任务需求给出$x$和$\varphi$方向的驱动刚度；$V_i(i=1,2,3,4)$为$x$、$\varphi$方向的极板电势；$f_x$和$f_\varphi$为$x$和$\varphi$方向受力；$R_{x(\varphi)}$和$R_{2x(\varphi)}^2$为各极板电容与线位移$x$和角位移$\varphi$的一阶与二阶偏导数的系数；$\varepsilon_0$为真空介电常数。注意到高分辨率模式下，驱动刚度$K_{xx}$和$K_{\varphi\varphi}$为常值，且$K_{xx}=K_{xx,\mathrm{req}}$，$K_{\varphi\varphi}=K_{\varphi\varphi,\mathrm{req}}$，由此可以得到给定虚拟输入力$f_x$和$f_\varphi$时，极板上各自由度反馈电压的表达式为

$$\begin{cases}V_{1x}=\dfrac{1}{2}\sqrt{\dfrac{d_x}{\varepsilon_0 A_x}}\sqrt{2f_x+d_x\left|K_{xx,\mathrm{req}}\right|}\\ V_{2x}=\dfrac{1}{2}\sqrt{\dfrac{d_x}{\varepsilon_0 A_x}}\sqrt{-2f_x+d_x\left|K_{xx,\mathrm{req}}\right|}\\ V_{1\varphi}=\sqrt{\dfrac{1}{2R_{x(\varphi)}}\dfrac{d_x}{\varepsilon_0 A_x}}\sqrt{f_\varphi+\dfrac{d_x R_{x(\varphi)}}{2R_{2x(\varphi)}^2}\left|K_{\varphi\varphi,\mathrm{req}}\right|}\\ V_{2\varphi}=\sqrt{\dfrac{1}{2R_{x(\varphi)}}\dfrac{d_x}{\varepsilon_0 A_x}}\sqrt{-f_\varphi+\dfrac{d_x R_{x(\varphi)}}{2R_{2x(\varphi)}^2}\left|K_{\varphi\varphi,\mathrm{req}}\right|}\end{cases}\tag{2}$$

式(2)中反馈电压加载在各极板后，其产生的静电力将作用于惯性传感器的检验质量上，用于补偿检验质量因附加干扰产生的运动学偏差，从而实现检验质量在电极笼内的稳定。这部分静电力作为惯性传感器的真实控制输入，根据文献[13]给出其表达式为

$$\begin{cases}F_x=\dfrac{1}{4}\dfrac{\varepsilon_0 A_x}{d_x^2}\left(V_{1x}^2-V_{2x}^2+\dfrac{L}{d_x}\left(V_{1x}^2+V_{2x}^2\right)\right)+F_{\mathrm{couple}x}\\ F_\varphi=\dfrac{1}{4}\dfrac{\varepsilon_0 A_x L}{d_x^2}\left(V_{1\varphi}^2-V_{2\varphi}^2+\dfrac{L}{d_x}\left(V_{1\varphi}^2+V_{2\varphi}^2\right)\right)+F_{\mathrm{couple}\varphi}\end{cases}\tag{3}$$

式中：$F_x$和$F_\varphi$为$x$和$\varphi$方向的静电力；$F_{\mathrm{couple}x}$和$F_{\mathrm{couple}\varphi}$为$x$和$\varphi$方向的耦合分量；$L$为质量块边长。静电力$F_x$和$F_\varphi$用于引起检验质量动力学的直接改变，非敏感轴的驱动静电力$\left[F_{\eta1},F_{\varphi1},F_{x2},F_{\theta1},F_{\eta2},F_{\varphi1}\right]^{\mathrm{T}}$具有与式(3)相同的表达形式。在工程实现中，一般还需在各自由静电力上加载交流电信号，用于实现$F_{\mathrm{couple}x}$和$F_{\mathrm{couple}\varphi}$对线位移或角位移积累效应的抑制[14-15]。

### 1.2 空间惯性传感器动力学模型

以 LISA Pathfinder 科学探测任务航天器为样例[13]，建立空间惯性传感器交流执行机动力学模型。该航天器由2个对置的惯性质量块$T_{\mathrm{M1}}$、$T_{\mathrm{M2}}$及航天器自身构成3个相互关联的物理实体。根据文献[13]，将空间惯性传感器静电悬浮控制通道的运动学模型表达为

$$\ddot{\boldsymbol{q}}=[\boldsymbol{D}_{\mathrm{SUS}}\boldsymbol{B}_1,\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{SUS}}\boldsymbol{B}_2]\ [\boldsymbol{a}_{\mathrm{SC}},\ \boldsymbol{a}_{\mathrm{TM}}]^{\mathrm{T}}\tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{q}=\left[\eta_1,\phi_1,x_2,\theta_1,\eta_2,\phi_2\right]^{\mathrm{T}}$为由坐标选择矩阵$\boldsymbol{D}_{\mathrm{SUS}}$选取的6个静电悬浮自由度；$\boldsymbol{B}_1\in\mathbf{R}^{12\times6}$为状态参数矩阵；$\boldsymbol{E}$为单位矩阵；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{SC}}\in\mathbf{R}^6$和$\boldsymbol{a}_{\mathrm{TM}}\in\mathbf{R}^{12}$分别为航天器与质量块所受单位质量合外力，表达为

$$\begin{cases}\boldsymbol{a}_{\mathrm{SC}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{T}}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{SC}}\\ \boldsymbol{a}_{\mathrm{TM}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{T}}+\begin{bmatrix}-\Omega_1^2 & 0\\ 0 & -\Omega_1^2\end{bmatrix}\boldsymbol{q}\end{cases}\tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{d}_{\mathrm{SC}}$和$\boldsymbol{d}_{\mathrm{T}}$为外界干扰；$\boldsymbol{u}_{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{u}_{\mathrm{S}}$分别为微推力器控制力和悬浮控制自由度极板静电力，$\boldsymbol{u}_{\mathrm{S}}=\left[F_{\eta1}/I,F_{\varphi1}/I,F_{x2}/m,F_{\theta1}/I,F_{\eta2}/I,F_{\varphi1}/I\right]^{\mathrm{T}}$，$I$为质量块转动惯量；$\begin{bmatrix}-\Omega_{\mathrm{SUS}}^2 & 0\\ -\Omega_{\mathrm{C}}^2 & -\Omega_{\mathrm{SUS}}^2\end{bmatrix}$为刚度矩阵，用于描述由于质量块受力导致的机械形变对系统动力学的影响。结合式(4)，将双质量块空间惯性传感器静电悬浮控制通道开环动力学模型表达为

$$\ddot{\boldsymbol{q}}=[\boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}},\ \boldsymbol{0},\ \boldsymbol{E}]\left(\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{u}_{\mathrm{S1}}\\ \boldsymbol{u}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{d}_{\mathrm{SC}}\\ \boldsymbol{d}_{\mathrm{TM1}}\\ \boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}\end{bmatrix}\right)+\left[0,\ -\Omega_{\mathrm{C}}^2,\ -\Omega_{\mathrm{SUS}}^2\right]\begin{bmatrix}\boldsymbol{\varphi}\\ \boldsymbol{q}_{\mathrm{DF}}\\ \boldsymbol{q}\end{bmatrix}\tag{6}$$

式中: 控制输入 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{S1}}=\boldsymbol{D}_{\mathrm{DF}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{S}}, \boldsymbol{u}=\boldsymbol{D}_{\mathrm{SUS}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{S}}$, $\boldsymbol{D}_{\mathrm{DF}}\in\mathbf{R}^{6\times12}$ 为无拖曳控制通道坐标选择矩阵; $\boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}}=\boldsymbol{D}_{\mathrm{SUS}}\boldsymbol{B}_1$; 系统输入噪声 $\boldsymbol{d}_{\mathrm{T}}=[\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM1}}, \boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}]^{\mathrm{T}}$。在实际的惯性传感器交流执行机开环动力学模型中, 自身耦合等非线性不确定项应予以考虑。将实际系统动力学模型改写为如下非线性形式:

$$\ddot{\boldsymbol{q}}=f(\boldsymbol{q})+g(\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}+\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}} \tag{7}$$

式中:

$$\begin{cases} f(\boldsymbol{q})=-\Omega_{\mathrm{SUS}}^2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{T}}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{SC}}) \\ g(\boldsymbol{q})=\boldsymbol{E}+h_{\mathrm{couple}}(\boldsymbol{q}) \end{cases} \tag{8}$$

式中: $h_{\mathrm{couple}}(\boldsymbol{q})$为由电压驱动算法式 (2) 和式 (3) 引入的非线性耦合项; $\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$和$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}}$分别为由执行器及其他非驱动因素引入的噪声和耦合, 且 $\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}}=-\Omega_C^2\boldsymbol{q}_{\mathrm{DF}}$。为进一步展开观测器及控制器设计, 给出如下假设条件:

**假设 1.1**　$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}, \boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}}$满足在时域内连续可导, 且具有上界, 其上界 $\|\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}\|\leqslant M_1, \|\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}}\|\leqslant M_3$, $M_1$、$M_3$为已知常量。

**假设 1.2**　$f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$均为慢时变的系统状态矩阵, 满足其在时域内连续可微, 考虑到存在非线性耦合项, 将 $f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$进一步表达为

$$\begin{cases} f(\boldsymbol{q})=f^*(\boldsymbol{q})+\Delta f(\boldsymbol{q}) \\ g(\boldsymbol{q})=g^*(\boldsymbol{q})+\Delta g(\boldsymbol{q}) \end{cases} \tag{9}$$

式中: $f^*(\boldsymbol{q})=-\Omega_{\mathrm{SUS}}^2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{T}}$, $g^*(\boldsymbol{q})=\boldsymbol{E}$, 将用于固定时间观测器的设计, $f^*(\boldsymbol{q})$、$g^*(\boldsymbol{q})$视为已知, 且 $\Delta f(\boldsymbol{q})$、$\Delta g(\boldsymbol{q})$有界, $\|\Delta f(\boldsymbol{q})\|\leqslant\rho_f, \|\Delta g(\boldsymbol{q})\|\leqslant\rho_g$。

## 2　静电悬浮控制系统设计

### 2.1　控制结构

在进行控制器设计之前, 引入虚拟变量 $\boldsymbol{z}_1$、$\boldsymbol{z}_2$, 其中 $\boldsymbol{z}_1=\boldsymbol{q}, \boldsymbol{z}_2=\dot{\boldsymbol{z}}_1-\boldsymbol{\tau}_v-\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$, $\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$为新引入的虚拟干扰变量, 满足 $\dot{\boldsymbol{\Delta}}_{\mathrm{m1}}=\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m}}$, $\boldsymbol{\tau}_v$为虚拟控制输入。将式 (6) 配置为反步结构, 改写为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{z}}_1=\boldsymbol{z}_2+\boldsymbol{\tau}_v+\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}} \\ \dot{\boldsymbol{z}}_2=f(\boldsymbol{q})+g(\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}-\dot{\boldsymbol{\tau}}_v \end{cases} \tag{10}$$

虚拟控制输入 $\boldsymbol{\tau}_v$设计为

$$\boldsymbol{\tau}_v=-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{z}_1 \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{K}_1=\mathrm{diag}\{k_{11}, k_{12}, \cdots, k_{16}\}$, 且 $k_{1i}\in\mathbf{R}^+, i=1,2,\cdots,6$。虚拟输入 $\boldsymbol{\tau}_v$对时间的一阶微分为

$$\dot{\boldsymbol{\tau}}_v=-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{z}}_1=-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}} \tag{12}$$

根据式 (9) 和式 (10), 当 $\boldsymbol{z}_2$收敛到 $\boldsymbol{0}$ 时, $\boldsymbol{z}_1$也将一致收敛。当系统状态参数及干扰都已知时, 设计如下基于干扰观测反馈的标称控制器结构:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{u}^*=&\frac{1}{g(\boldsymbol{q})}(-f(\boldsymbol{q})+\dot{\boldsymbol{\tau}}_v-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{z}_2)-\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}=-\frac{f(\boldsymbol{q})}{g(\boldsymbol{q})}+ \\ &\frac{1}{g(\boldsymbol{q})}(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}-\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}) \end{aligned} \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{K}_2$为控制器的反馈增益, $\boldsymbol{K}_2=\mathrm{diag}\{k_{21}, k_{22}, \cdots, k_{26}\}$, 且 $k_{2i}\in\mathbf{R}^+, i=1,2,\cdots,6$。将式 (11) 代入式 (9) 中, 得到稳定的闭环系统 $\dot{\boldsymbol{z}}_2=-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{z}_2$。当 $f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$、$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$、$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$都已知时, 控制输入可直接由式 (12) 给出。

### 2.2　干扰观测器设计

由于系统中 $\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$、$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$不能直接得到, 假设其可观可测, 设计固定时间观测器估计 $\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$、$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$, 认为随时间缓变, 在假设 1.1 基础上, 认为 $\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$也有界, 其上界 $\|\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}\|\leqslant M_2$, 其中 $M_2$为已知常量。

**定理 1**　定义 $\boldsymbol{x}_1$、$\boldsymbol{x}_2$、$\boldsymbol{x}_3$、$\boldsymbol{x}_4$为固定时间观测器的中间变量, 将观测器设计为[16]

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1=-m_1\dfrac{\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1}{\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1\|^{\frac{1}{2}}}-m_2(\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1)\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1\|^{p-1}+\boldsymbol{x}_2+\boldsymbol{z}_2 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2=-m_3\dfrac{\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1}{\|\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1\|} \\ \dot{\boldsymbol{x}}_3=-m_4\dfrac{\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2}{\|\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2\|^{\frac{1}{2}}}-m_5(\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2)\|\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2\|^{p-1}+ \\ \qquad f^*(\boldsymbol{q})+g^*(\boldsymbol{q})\boldsymbol{u} \\ \dot{\boldsymbol{x}}_4=-m_6\dfrac{\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2}{\|\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2\|} \end{cases} \tag{14}$$

式中: $p>1$, $m_1$、$m_2$、$m_3$、$m_4$、$m_5$、$m_6$为观测器参数, 满足条件:

$$m_1>\sqrt{2m_3}, m_2>0, m_3>4M_1$$
$$m_4>\sqrt{2m_6}, m_5>0, m_6>4M_2$$

则由驱动及非驱动因素引入的噪声 $\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$、$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}$可分别由 $\boldsymbol{x}_2$、$\boldsymbol{x}_4$在固定时间 $t_1$、$t_2$内观测。

**证明**　令观测器对系统状态偏量的估计误差为 $\boldsymbol{e}_1$、$\boldsymbol{e}_2$, 其中 $\boldsymbol{e}_1=\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{z}_1, \boldsymbol{e}_2=\boldsymbol{x}_3-\boldsymbol{z}_2$, 对 $\boldsymbol{e}_1$、$\boldsymbol{e}_2$求导, 表达式为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{e}}_1=-m_1\dfrac{\boldsymbol{e}_1}{\|\boldsymbol{e}_1\|^{0.5}}-m_2\boldsymbol{e}_1\|\boldsymbol{e}_1\|^{p-1}+\boldsymbol{x}_2-\boldsymbol{\Delta}_{m1} \\ \dot{\boldsymbol{e}}_2=-m_4\dfrac{\boldsymbol{e}_2}{\|\boldsymbol{e}_2\|^{0.5}}-m_5\boldsymbol{e}_2\|\boldsymbol{e}_2\|^{p-1}+\boldsymbol{x}_4-\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}} \end{cases} \tag{15}$$

令观测误差 $\boldsymbol{e}_3=\boldsymbol{x}_2-\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}, \boldsymbol{e}_4=\boldsymbol{x}_4-\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$, 对观测误差求导, 根据式 (12) 可得

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{e}}_3=\dot{\boldsymbol{x}}_2-\dot{\boldsymbol{\Delta}}_{\mathrm{m1}}=-m_3\dfrac{\boldsymbol{e}_1}{\|\boldsymbol{e}_1\|}-\dot{\boldsymbol{\Delta}}_{\mathrm{m1}} \\ \dot{\boldsymbol{e}}_4=\dot{\boldsymbol{x}}_4-\dot{\boldsymbol{d}}_{\mathrm{TM}}=-m_6\dfrac{\boldsymbol{e}_2}{\|\boldsymbol{e}_2\|}-\dot{\boldsymbol{d}}_{\mathrm{TM}} \end{cases} \tag{16}$$

由文献 [16] 可知, 在观测器增益满足约束条件式 (13) 时, $\boldsymbol{e}_i$、$\boldsymbol{e}_{i+2}$可在固定时间内均匀收敛:

$$t_i \leqslant \left(\frac{1}{m_{3i-1}(p-1)[2^{0.25}(m_{3i-2}/m_{3i-1})]^{\frac{p-1}{p+0.5}}}+\frac{2^{1.25}[2^{0.25}(m_{3i-2}/m_{3i-1})]^{\frac{p-1}{2p+1}}}{m_{3i-2}}\right)\left(1+\frac{m_{3i}+M_{3i-2}}{(m_{3i}-M_{3i-2})(1-\sqrt{2m_{3i}}/m_{3i-2})}\right) \quad i=1,2 \tag{17}$$

与文献[16]不同，由于$f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$未知，该观测器设计基于与$f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$存在有界偏差的$f^*$、$g^*$，在该观测器的观测误差中，$\boldsymbol{e}_2$收敛至$\boldsymbol{0}$，但$\boldsymbol{e}_4$并未收敛至$\boldsymbol{0}$，上述观测器等效于建立在如下动力学系统中：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{z}}_1=\boldsymbol{z}_2+\boldsymbol{\tau}_v+\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{m1}}\\ \dot{\boldsymbol{z}}_2=f^*(\boldsymbol{q})+g^*(\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}+\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}^*-\dot{\boldsymbol{\tau}}_v\end{cases} \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}^*$为等效动力学系统的虚拟干扰，满足$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}^*=\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}+\Delta f(\boldsymbol{q})+\Delta g(\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}$。输入干扰$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}$将在$t_2$时间内收敛到$\boldsymbol{d}_{\mathrm{TM}}^*$。则该观测器的观测误差存在如下收敛上界：

$$\lim_{t\to\infty}\sup\|\boldsymbol{e}_4\|\leqslant\boldsymbol{\rho}_f+\boldsymbol{\rho}_g\boldsymbol{u} \tag{19}$$

### 2.3 控制器设计

考虑系统状态参数未知且干扰由观测器估计得到，将标称控制器的自适应版本设计为

$$\boldsymbol{u}=-\frac{\hat{f}(\boldsymbol{q})}{\hat{g}(\boldsymbol{q})}+\frac{1}{\hat{g}(\boldsymbol{q})}(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2-\boldsymbol{x}_4) \tag{20}$$

式中：$\hat{f}(\boldsymbol{q})/\hat{g}(\boldsymbol{q})$、$1/\hat{g}(\boldsymbol{q})$为状态参数的自适应估计。根据文献[12]给出的径向基函数(radiol basis function, RBF)神经网络基本形式，利用神经网络逼近$\hat{f}(\boldsymbol{q})/\hat{g}(\boldsymbol{q})$，表达式为

$$\hat{f}(\boldsymbol{q})/\hat{g}(\boldsymbol{q})=\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}}h(\boldsymbol{q})+\boldsymbol{\sigma}^* \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}}$为有上界的神经网络理想权值；$\sigma^*$为假设有界的松弛变量；$h(\boldsymbol{q})$为径向基函数。则可根据固定时间观测器估计值及神经网络逼近函数设计控制律，同时设计自适应律整体逼近未知状态变量$f(\boldsymbol{q})$、$g(\boldsymbol{q})$。注意到固定时间观测器引起的估计误差上界将额外包含与控制输入$\boldsymbol{u}$相关的变量，将控制律进一步改写为

$$\boldsymbol{u}=\frac{1}{1+\rho_g}\left(-\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}h(\boldsymbol{q})+\frac{1}{\hat{g}(\boldsymbol{q})}\times(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2)-\sigma^*\right)-\boldsymbol{x}_4 \tag{22}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}$、$\hat{g}(\boldsymbol{q})$为神经网络权值及不确定参数估计值。令$\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}=\left[\boldsymbol{\varepsilon},(1/g(\boldsymbol{q}))^{\mathrm{T}}\right]$，$\boldsymbol{\chi}^{\mathrm{T}}=\left[-h^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}),[-(\boldsymbol{K}_1+\boldsymbol{K}_2)\ \boldsymbol{q}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2]^{\mathrm{T}}\right]$，定义最优参数：

$$\boldsymbol{\theta}^*=\arg\min_{\theta\in\Theta}[\sup_{q\in\mathbf{R}}|\hat{\omega}(\boldsymbol{q}|\boldsymbol{\theta})-\omega(\boldsymbol{q})|] \tag{23}$$

式中：$\omega(\boldsymbol{q})=\boldsymbol{u}+\boldsymbol{x}_4$，$\hat{\omega}(\boldsymbol{q}|\boldsymbol{\theta})$为利用$\boldsymbol{\theta}$表达的估计值，$\Theta$为$\boldsymbol{\theta}\in\mathbf{R}$的取值空间，并取$\tilde{\boldsymbol{\theta}}=\boldsymbol{\theta}^*-\hat{\boldsymbol{\theta}}$。将式(18)代入式(9)中，得到系统误差状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{z}}_2\leqslant f(\boldsymbol{q})-g(\boldsymbol{q})\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}h(\boldsymbol{q})+\boldsymbol{\rho}_f-g(\boldsymbol{q})\sigma^*-\dot{\boldsymbol{\tau}}_v-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2+$$
$$g(\boldsymbol{q})\left(\frac{1}{\hat{g}(\boldsymbol{q})}(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2)-\frac{1}{g(\boldsymbol{q})}(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}}-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q}+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{x}_2)\right)=-g(\boldsymbol{q})\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\chi}-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{z}_2+\boldsymbol{\rho}_f-g(\boldsymbol{q})\sigma^* \tag{24}$$

则自适应律取为

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}=-\boldsymbol{\Gamma}(\boldsymbol{\chi}\boldsymbol{z}_2-\eta\hat{\boldsymbol{\theta}}) \tag{25}$$

式中：$\boldsymbol{\Gamma}$、$\eta$为自适应增益，$\eta\in\mathbf{R}^+$，$\boldsymbol{\Gamma}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2)$。为分析各闭环信号稳定性，给出如下定理：

**定理2** 按式(18)设计控制律及式(19)设计自适应律，可使空间惯性传感器闭环控制系统内所有误差信号在紧集内半全局一致有界，系统跟踪误差可收敛至任意小残集内。

**证明** 定义如下Lyapunov函数：

$$V=\frac{1}{2}\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2+\frac{1}{2}g(\boldsymbol{q})\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}} \tag{26}$$

对$V$左右两边微分，表达式为

$$\dot{V}=-\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}[g(\boldsymbol{q})(\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\chi}+\sigma^*)-\boldsymbol{\rho}_f+\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{z}_2]+g(\boldsymbol{q})(-\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\chi}\boldsymbol{z}_2-\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\eta\tilde{\boldsymbol{\theta}})\leqslant\frac{g(\boldsymbol{q})}{2}\left(\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2+\sigma^{*2}\right)-\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2+\boldsymbol{\rho}_f-\frac{g(\boldsymbol{q})\eta}{2}\left(\|\tilde{\boldsymbol{\theta}}\|^2-\|\boldsymbol{\theta}\|^2\right) \tag{27}$$

利用式(23)对式(25)继续化简，可得

$$\dot{V}\leqslant\left(\frac{1}{2}g(\boldsymbol{q})-\boldsymbol{K}_2\right)\boldsymbol{z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_2-\frac{g(\boldsymbol{q})\eta}{2\lambda_m}\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}+\frac{g(\boldsymbol{q})}{2}\sigma^{*2}+\frac{g(\boldsymbol{q})\eta}{2}\|\boldsymbol{\theta}\|^2+\boldsymbol{\rho}_d \tag{28}$$

式中：$\lambda_m$为自适应增益矩阵$\boldsymbol{\Gamma}$的最大特征值；$\rho_d$为观测器误差的收敛上界，$\boldsymbol{\rho}_d=\boldsymbol{\rho}_f+\boldsymbol{\rho}_g\boldsymbol{u}$。假设各未知参数存在已知上下界，且Lyapunov函数$V$满足初始条件$V(0)\leqslant p$，给出待设计参数选取范围：

$$\begin{cases} K_{2i} \geqslant \dfrac{\bar{g}_i}{2} + \omega & i = 1,2,\cdots,6 \\ \eta \geqslant 2\omega\lambda_m \end{cases} \tag{29}$$

式中: $\bar{g}$为未知状态参数$g(q)$的上界; $\omega$为待定参数, $\omega > 0$。同时给出其他未知参数上界$|\sigma^*| \leqslant \bar{\sigma}^*$, $\|\theta^*\| \leqslant \bar{\theta}^*$, 将式 (26) 改写为

$$\dot{V} \leqslant -2\omega V + L \tag{30}$$

式中: $L = \bar{g}\bar{\sigma}^{*2}/2 + \bar{g}\eta\bar{\theta}^{*2}/2 + \rho_f$。若取$\omega \geqslant L/2p$, 则$\dot{V} \leqslant -2\omega p + L \leqslant 0$, 又由于$V(0) \leqslant p$, 易知$V \leqslant p$为一不变集, 即对所有$t > t_0$均有$V(t) \leqslant p$。对式 (27) 继续求解, 可得

$$V \leqslant \frac{L}{2\omega} + \left(V(0) - \frac{L}{2\omega}\right) \mathrm{e}^{-2rt} \tag{31}$$

当$z_2$收敛到 **0** 时, $z_1$也将收敛, 由此可知闭环系统内所有误差信号在如下紧集$\Omega$内, 满足半全局一致有界:

$$\Omega = \left\{ \left(z_2, \tilde{\theta}\right) : V \leqslant \frac{L}{2\omega} \right\} \qquad t \to \infty \tag{32}$$

## 3　数值仿真与分析

### 3.1　仿真环境设置

数值仿真基于样例空间引力波探测任务, 用于验证施行静电悬浮控制的 6 个非敏感轴自由度的控制效果[13]。样例引力波探测任务处于低频段, 探测频段$f \in [10^{-3}, 10^{-1}]$。由于需验证闭环系统各状态响应的性能指标满足情况, 仿真结果展示在频域中, 设置仿真时间为 3 000 s, 仿真步长为 0.1 s, 并根据文献 [4] 设置非敏感轴残余加速度性能指标:

$$S_a^{1/2}(f) \leqslant 3 \times 10^{-13} \left[1 + \left(\frac{f}{3 \times 10^{-3}}\right)^2\right] \tag{33}$$

根据文献 [6], 将所有驱动及非驱动噪声视为平稳随机过程, 近似表达为白噪声成型滤波器的形式。探讨惯性传感器静电悬浮控制时, 选取工作模式为科学模式 2, 即双质量块电压驱动算法均为高精度模式, 惯性传感器的 12 个自由度均为静电悬浮控制, 同时由于静电悬浮控制的机理实为电压反馈, 在验证各控制算法的控制性能时, 忽略没有控制作用的激光干涉仪通道读出噪声, 同时也忽略仅在无拖曳控制通道存在的量测噪声。其他噪声由非驱动因素的环境噪声、微推力器噪声及驱动因素的惯性传感器驱动噪声构成, 耦合作用则考虑微推力器耦合、机械刚度耦合及传感器静电驱动耦合, 其成型滤波器的数学表达形式参考文献 [4]。

### 3.2　仿真参数设置

分别与常规状态反馈比例积分微分 (proportion integration differentiation, PID) 控制方案、未引入干扰观测器反馈的自适应控制方案对比, 验证了基于观测器反馈的 Back-stepping 自适应控制方案在 6 个悬浮控制自由度上的位移噪声与残余加速度闭环性能。

在标称自适应控制器参数设置中, 定义$\boldsymbol{K}_1 = \mathrm{diag}(5.59, 4, 35, 14.32, 3.74, 5.52, 5.72)$, $\boldsymbol{K}_2 = \mathrm{diag}(2, 2.24, 2.06, 1.60, 2.08, 1.16)$, 取自适应增益$|\Gamma| = 1\,000$, $\eta = 1$。

为实现更为准确的控制效果对比, PID 控制方案中参数的选取需与自适应控制器中状态反馈参数相对应, 该控制器输入$\boldsymbol{u}_p$实则表达为未计入自适应估计及干扰观测器的状态反馈形式, 即$\boldsymbol{u}_p = (1/g^*(\boldsymbol{q}))(-\boldsymbol{K}_1\dot{\boldsymbol{q}} - \boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{q}} - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{q})$, 用于直观对比引入自适应估计项及误差观测反馈后控制性能的改善效果, 其中状态参数矩阵的标称值$f^*(\boldsymbol{q}) = \boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}}$, $g^*(\boldsymbol{q}) = \boldsymbol{E}$, $\boldsymbol{B}_{\mathrm{SUS}}$的取值参考文献 [4]。干扰观测器参数$p = 2$, 其余参数的选取参考文献 [16]。

### 3.3　仿真结果与分析

图 1 和图 2 分别为不同控制方案下静电悬浮控制各自由度位移噪声谱质谱密度对比和不同控制方案下静电悬浮控制各自由度残余加速度幅值谱密度对比, 本文方案与 PID 控制方案及未引入干扰观测器反馈的自适应控制方案对比仿真结果, 针对位移扰动抑制和残余加速度扰动抑制需求, 根据样例引力波探测任务指标要求, 验证本文方案的有效性。根据仿真结果, 分析如下:

1) 在探测频段内, 干扰观测器能够有效的实现对闭环系统、非驱动噪声与驱动噪声的分别观测, 利用反步控制结构实现 2 类噪声的反馈抑制, 数值仿真结果表明本文方案对位移噪声及加速度噪声均有较为明显的抑制作用, 在各通道加速度噪声水平达到$10^{-14}$ $\left(\mathrm{m \cdot s^{-2}}\right)/\mathrm{Hz^{1/2}}$, 位移噪声水平达到$10^{-15}$ $\left(\mathrm{m \cdot s^{-2}}\right)/\mathrm{Hz^{1/2}}$。以$\eta_1$轴为例, 在探测频率为$1.8 \times 10^{-3}$ Hz时, 相比未引入干扰观测器反馈的自适应控制方案, 其位移噪声抑制水平提升了 22.76%, 残余加速度噪声抑制水平提升了 21.05%。

2) 自适应控制方案用于逼近因耦合非线性导致的系统状态参数不确定, 作为系统的标称控制器, 也展现了合理的非线性控制效果, 相比 PID 控制方案, 标称自适应控制方案在 6 个通道的残余加速度抑制性能表现中, 位移噪声与加速度噪声抑制能力均得到改善, 位移噪声水平可提升至$10^{-14}$ m/Hz$^{1/2}$, 加速度噪声水平可提升至$10^{-13}$ $\left(\mathrm{m \cdot s^{-2}}\right)/\mathrm{Hz^{1/2}}$, 以$\eta_2$轴为例, 在探测频率为$1.5 \times 10^{-3}$ Hz时, 相比未引入干扰观测器反馈的自适应控制方案, 其位移噪声抑制水平提升了 43.12%, 残余加速度噪声抑制水平提升了 20.28%。

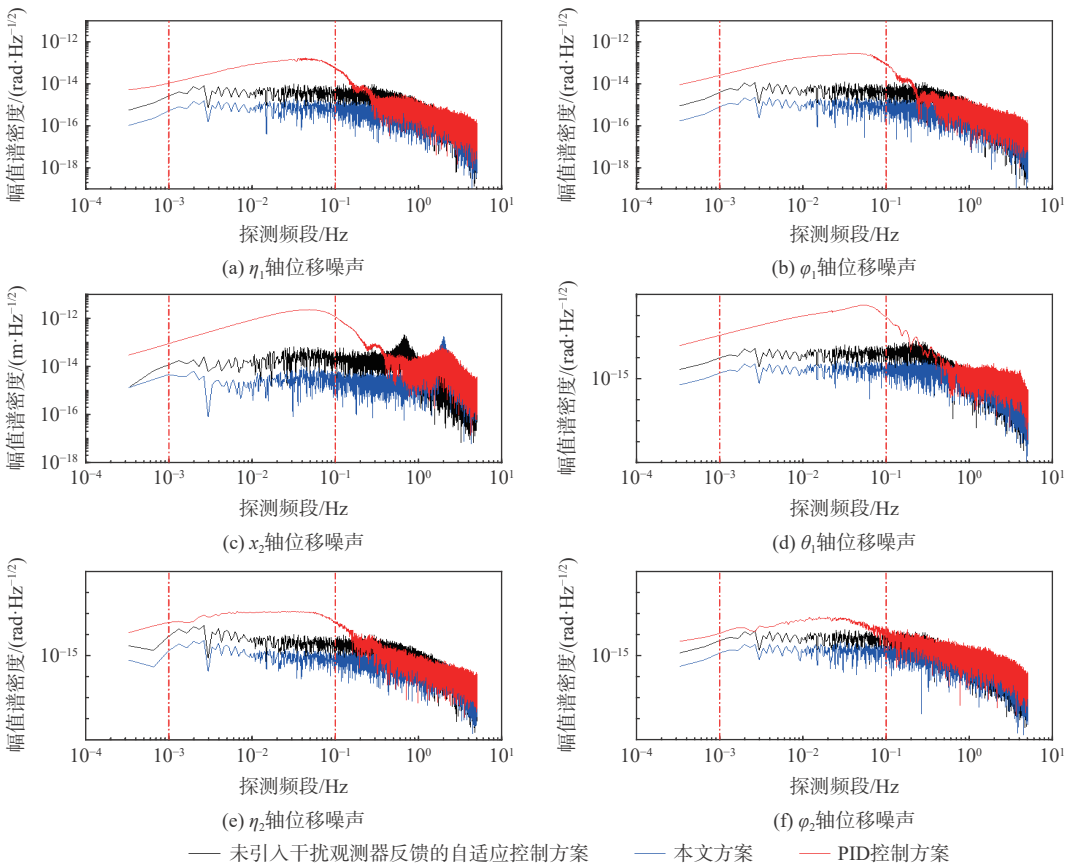



图 1 不同控制方案下静电悬浮控制各自由度位移噪声谱质谱密度对比

Fig. 1 Displacement noise spectrum density comparison of electrostatic suspension control under various control schemes

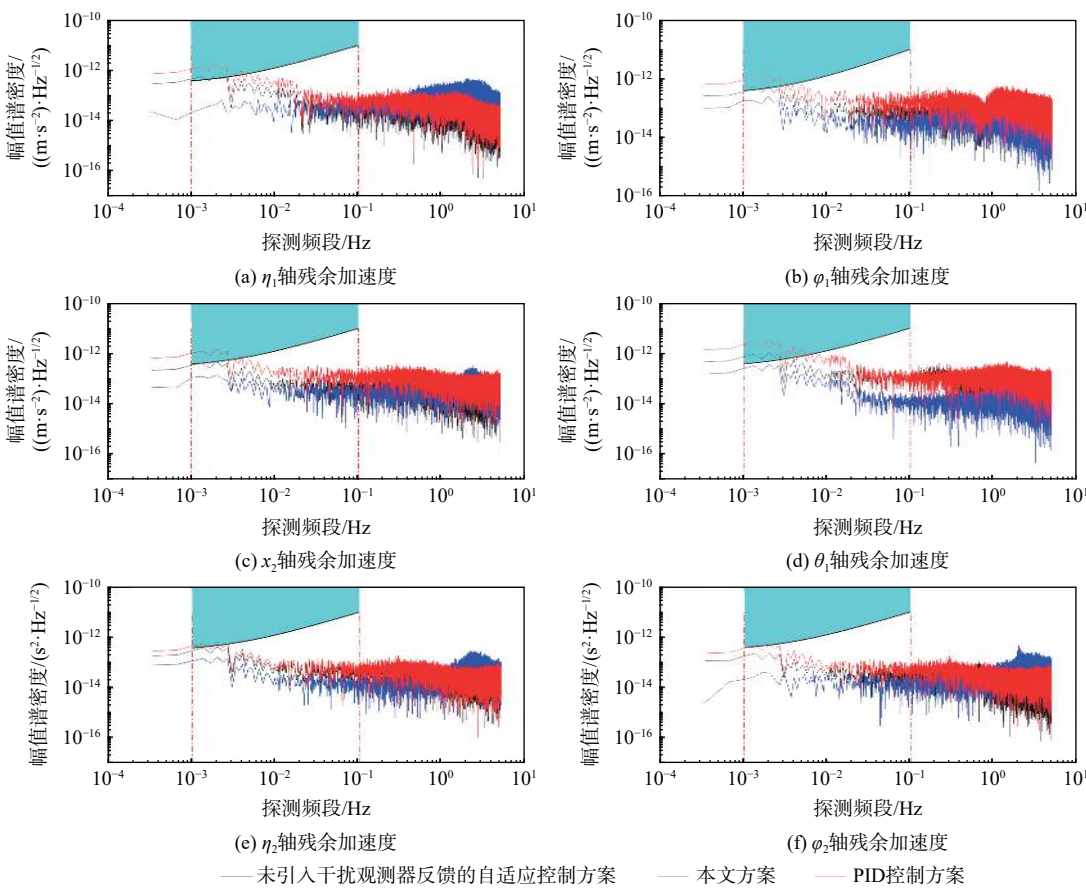



图 2 不同控制方案下静电悬浮控制各自由度残余加速度幅值谱密度对比

Fig. 2 The acceleration noise spectrum density comparison of electrostatic suspension control under various control schemes

## 4　结　论

1）本文方案应用于空间惯性传感器静电悬浮控制问题中，其噪声抑制能力相比传统控制方案获得提升，各自由度非敏感轴位移噪声水平达到 $10^{-15}$ m/Hz$^{1/2}$量级，残余加速度噪声水平达到 $10^{-14}$ $\left(\mathrm{m}\cdot\mathrm{s}^{-2}\right)$/Hz$^{1/2}$量级。

2）本文方案提高了惯性传感器电压驱动算法引入的复杂非线性项及其他未建模动态的逼近能力，干扰观测器反馈控制方案则提升了系统针对附加干扰的抑制能力，经过数值仿真，验证了本文方案的优良控制性能。

为实现闭环性能的进一步提升，还需探讨干扰观测器状态参数的优化及设计形式的改进问题；同时，目前针对空间引力波探测任务中静电悬浮控制通道的研究仍然较少，对动力学系统的建模仍需进行细致改进，需考虑更多噪声来源如传感器电路噪声、热噪声及其他非驱动因素噪声的具体形式及影响；或参照敏感轴无拖曳控制的研究进展，开展静电悬浮通道多执行器控制分配及可重构控制技术的研究。

### 参考文献（References）


[1] GATH P, FICHER W, KERSTEN M, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA pathfinder mission[C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 5430.

[2] MOBLEY F, FOUNTAIN G, SADILEK A, et al. Electromagnetic suspension for the tip-II satellite[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 1975, 11(6): 1712-1716.

[3] 罗俊，艾凌皓，艾艳丽，等. 天琴计划简介[J]. 中山大学学报(自然科学版), 2021, 60(S1): 1-19.
LUO J, AI L H, AI Y L, et al. A brief introduction to the Tianqin Project[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni, 2021, 60(S1): 1-19(in Chinese).

[4] FICHTER W, SCHLEICHER A, BENNANI S, et al. Closed loop performance and limitations of the LISA pathfinder drag-free control system[C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 6732.

[5] LIAN X B, ZHANG J X, LU L, et al. Frequency separation control for drag-free satellite with frequency-domain constraints[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(6): 4085-4096.

[6] WU S F, FERTIN D. Spacecraft drag-free attitude control system design with Quantitative Feedback Theory[J]. Acta Astronautica, 2008, 62(12): 668-682.

[7] FICHTER W, GATH P, VITALE S, et al. LISA Pathfinder drag-free control and system implications[J]. Classical and Quantum Gravity, 2005, 22(10): 139-148.

[8] WU S F, GIULICCHI L, FENAL T, et al. Attitude stabilization of LISA pathfinder spacecraft using colloidal micro-newton thrusters[C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2010: 8198.

[9] WU S F, GIULICCHI L, FENAL T, et al. Attitude control of LISA pathfinder spacecraft with micro-newton FEEP thrusters under multiple failures[C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2010: 8199.

[10] GUO J X, TAO G, LIU Y. A multivariable MRAC scheme with application to a nonlinear aircraft model[J]. Automatica, 2011, 47(4): 804-812.

[11] LI B, HU Q L, YU Y B, et al. Observer-based fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(5): 2572-2582.

[12] ROY S B, BHASIN S, KAR I N. Combined MRAC for unknown MIMO LTI systems with parameter convergence[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2018, 63(1): 283-290.

[13] MCNAMARA P, VITALE S, DANZMANN K. LISA pathfinder[J]. Classical and Quantum Gravity, 2008, 25(11): 114034.

[14] SUN L, HUO W, JIAO Z X. Disturbance-observer-based robust relative pose control for spacecraft rendezvous and proximity operations under input saturation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(4): 1605-1617.

[15] SUN L, HUO W, JIAO Z X. Robust nonlinear adaptive relative pose control for cooperative spacecraft during rendezvous and proximity operations[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2017, 25(5): 1840-1847.

[16] YU X, LI P, ZHANG Y M. The design of fixed-time observer and finite-time fault-tolerant control for hypersonic gliding vehicles[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(5): 4135-4144.

# Disturbance-observer based adaptive control for space inertial sensor

FU Haiqing[1, 2], WU Shufan[1, 2, *], LIU Meilin[1, 2], SUN Xiaoyun[1, 2]

(1. Shanghai Frontiers Science Center of Gravitational Wave Detection, Shanghai 200240, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract**: An adaptive control approach for space inertial sensors based on disturbance observers is proposed to address the issue of ultra-high precision control of inertial sensors inside spacecraft for gravitational wave detection. It will apply to the electrostatic suspension control loop for double test masses inside the detection spacecraft, and provide high-precision inertial reference for detection tasks. The design of closed-loop control is based on the observation feedback of the additional disturbance. The observer is designed to separately estimate the actuation noise and the non-actuation noise. The adaptive feedback controller is designed based on the back-stepping control framework. This will realize the closed-loop noise suppression and the nonlinear coupling approximation of the sensor voltage actuation.Each closed-loop signal's convergence is examined using the Lyapunov approach, and numerical simulation confirms the scheme's increased stability over the conventional scheme. In the detection frequency band, the closed-loop displacement noise level of non-sensitive axis reaches $10^{-15}$ m/s$^2$/Hz$^{1/2}$, the residual acceleration noise level reaches $10^{-14}$ m/s$^2$/Hz$^{1/2}$. Compared with the conventional state feedback control scheme, the noise suppression performance is improved by about 60%.

**Keywords**: space gravitational wave detection; electrostatic suspension control; inertial sensor; disturbance observer; adaptive control

**Received**: 2021-12-06; **Accepted**: 2022-04-19; **Published Online**: 2022-05-17 10:43

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220516.1838.002.html

**Foundation item**: National Key R & D Program of China (2020YFC2200800)

* **Corresponding author**. E-mail: shufan.wu@sjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0739

# 面向多重耗损失效的民用飞机运行风险评估

吴雨婷[1]，陆中[1,*]，宋海靖[2]，周伽[3]

(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211106；2. 中国飞行试验研究院 可靠性研究中心，西安 710089；
3. 东方航空江苏有限公司 飞机维修部，南京 211106)

**摘 要**：针对民用飞机部件具有多重失效的特点，提出一种面向多重耗损失效模式的运行风险评估方法。以机队运行失效数据为样本，构建基于混合威布尔分布的多重失效模型，提出基于期望最大（EM）算法的混合威布尔分布参数估计方法，并利用粒子群优化（PSO）算法对EM算法进行优化，提高了参数估计精度；以基于混合威布尔分布的多重失效模型为基础，利用蒙特卡罗仿真的方法提出多重失效模式影响下的机队缺陷飞机数量（DA）预测算法；构建贝叶斯网络模型以分析初因事件发生条件下的不安全后果发生概率（CP），并结合由历史运营经验得到的死亡率（IR）和未检出率（ND），计算总体未纠正机队风险（$R_T$）。实例表明：所提风险评估方法可以直接应用于多重失效模式导致的机队风险评估，所提模型参数估计方法相比极大似然估计和最小二乘估计方法，均方根误差分别降低了80.6%和85.7%。

**关 键 词**：风险评估；多重失效模式；参数估计；期望最大算法；蒙特卡罗仿真；贝叶斯网络
**中图分类号**：V328
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2807-10

安全性是民航运输业最为重要的属性，利用机队运行数据开展风险评估，保证飞机在预期运行环境和使用限制下持续安全地运行具有十分重要的作用[1-2]。近年来，国内外许多学者研究了基于数据分析的飞机运行安全评估方法。Arnaldo等[3]基于层次结构法建立了不同复杂度的贝叶斯模型，以分析飞机安全性数据并预测风险水平；Torregosa和Hu[4]结合飞行时间和机队历史飞行数据，提出基于贝叶斯理论的初始裂纹尺寸分布更新方法，提高了飞机结构的风险分析准确性；Zhou等[5]引入三参数威布尔分布描述飞机失效模式，并提出一种基于混沌模拟退火粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法的参数估计方法提高估计精度；Banghart等[6]运用贝叶斯网络(Bayesian network, BN)收集飞机故障数据，提出一种适用于重要部件潜在失效的预测方法；Hoskova等[7]建立了基于数据分类算法的决策支持系统，用于评估飞机事故相关的风险因素；Wang等[8]利用马尔科夫链和区间划分法构建了飞行参数分析模型，以评估飞机运行中的潜在风险。

美国联邦航空局颁布的指令“8110.107A: Monitor Safety-Analyze Data”(MSAD)为民用飞机的持续运营安全问题提供了一个完整的分析模型，其中，运输类飞机风险评估方法(transport airplane risk assessment methodology, TARAM)是一种最为完善的风险评估方法[9]。TARAM量化了运输类飞机机队和单机在不同运行时期的风险值，并涵盖了相应的风险标准及安全管理指导。其中，总体未纠正机队风险($R_T$)为在不采取任何纠正措施的情况下，机队发生重大事故的概率，对机队是否存在不安全状况的风险水平进行长期预测，并将评估结果用于指导后续安全

**收稿日期**：2021-12-07；**录用日期**：2022-05-31；**网络出版时间**：2022-06-23 15:17
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220622.1342.002.html
**基金项目**：国家自然科学基金(U1733124)；航空科学基金(20180252002)；民航安全能力建设基金(2021-196)
*通信作者. E-mail：luzhong@nuaa.edu.cn

*引用格式：吴雨婷，陆中，宋海靖，等. 面向多重耗损失效的民用飞机运行风险评估[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2807-2816.
WU Y T，LU Z，SONG H J，et al. Operation risk assessment of civil aircraft for multiple wear-out failure modes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2807-2816 (in Chinese).*

决策，可由公式$R_T = I_{DA} \times I_{ND} \times I_{CP} \times I_{IR}$计算得到，$R_T$的水平受4个风险因子的影响，分别为：① $I_{DA}$表示在风险分析期间，机队中受失效影响的缺陷飞机数量（defect airplanes, DA）；② $I_{ND}$表示在飞机出现不安全状况或后果之前，未检测到缺陷发生的平均概率（not detected, ND）；③ $I_{CP}$表示研究中的初因事件导致不安全后果的发生概率（conditional probability, CP）；④ $I_{IR}$表示暴露在不安全状况中的死亡率，是不安全后果严重度的量化形式（injury ration, IR）。其中，ND和IR可基于机队运营经验即历史数据确定，而DA和CP需要根据初因事件的失效模式及失效传播关系具体分析，也是评估机队风险水平的核心。

目前，已有国内外学者将TARAM运用到实际的飞机运行风险评估中。Violette等[10]以飞机舱门结构为例，给出计算各风险因子的具体分析方法，并应用Weibayes方法估计威布尔分布参数，基于解析法计算得到机队DA值；张子文和陆中[11]运用蒙特卡罗仿真方法，通过仿真得到未控制条件和控制方案条件下机队的DA值，完善了机队耗损失效的风险评估模型；郭媛媛等[12]运用威布尔分布建立了单机运行故障率曲线和机队风险水平曲线，分析了发动机涡轮盘部件失效导致的单机风险和机队风险。

上述研究仅考虑了TARAM方法应用于单一失效模式导致的飞机运行风险评估问题。随着飞机系统和结构复杂性的提升，耗损失效成为风险析的首要失效类型，而由于飞机运行环境的多变性，同一部件的耗损失效往往具有多重失效模式的特征。现有的多重失效模式评估多以传统定性风险评估技术为基础，例如，利用改进故障模式和影响分析方法实现不同失效模式排序[13]和权重分析[14]，或者利用概率风险评估方法测量串、并联等系统中各失效模式的重要度[15]。上述方法无法实现多重失效模式下的飞机运行风险定量评估。本文建立基于混合威布尔分布的多重失效模型，并基于PSO的期望最大（expectation maximization, EM）算法进行模型的参数估计；利用蒙特卡罗算法模拟机队中出现多重耗损失效的DA值；构建BN对导致不安全后果的初因事件进行失效传播分析，计算初因事件发生条件下的不安全后果CP值，并结合基于机队运营经验的IR和ND计算得到机队$R_T$。

## 1 混合威布尔分布的多重失效建模

威布尔分布是一种常用的寿命分布，主要优点为对各类数据的适应性强，尤其适用于描述失效的耗损特性，即失效率递增的情况，目前已经被广泛地应用于航空发动机和飞机各类部件的可靠性分析中[16-17]。随着飞机结构和机载系统复杂性的增加，单一威布尔分布难以描述运行环境等因素对飞机可靠性的影响，因此，引入混合威布尔分布对导致的不安全后果的多重失效模式进行建模。混合威布尔分布是描述产品失效模式服从不同威布尔分布的集合，增加了加权因子控制威布尔子分布的权重[18]。

### 1.1 基于混合威布尔分布的多重失效模型

混合威布尔分布的分布函数表示为

$$F(t) = 1 - \sum_{k=1}^{K} \pi_k \exp\left[-(t/\alpha_k)^{\beta_k}\right] \tag{1}$$

式中：$\pi_k \in (0,1)$为第$k$个威布尔子分布的加权因子；$K$为混合分布的重数；$t$为样本数据。第$k$个威布尔子分布的分布函数为

$$F_k(t) = 1 - \exp\left[-(t/\alpha_k)^{\beta_k}\right] \tag{2}$$

式中：威布尔分布的尺度参数和形状参数分别为$\alpha_k > 0$、$\beta_k > 0$，调整子分布的参数值可以反映不同失效模式的失效规律。混合威布尔分布的概率密度函数为

$$f(t) = \sum_{k=1}^{K} \pi_k \frac{\beta_k}{\alpha_k^{\beta_k}} t^{\beta_k - 1} \exp\left[-(t/\alpha_k)^{\beta_k}\right] \tag{3}$$

参数估计是失效建模的主要问题，合适的参数估计方法直接影响模型的准确性，常用的极大似然估计（maximum likelihood estimation, MLE）法适用于单一威布尔分布的参数估计，由于混合威布尔分布参数较多导致求解过程繁琐，目前已有研究改进了传统估计方法以确定混合分布模型的参数[19-20]。本文拟采用EM算法进行参数估计，EM算法通过对包含完全数据的似然函数逐步迭代至最大化得到模型参数的估计值，对混合分布参数估计问题十分有效。当混合分布模型的概率密度较为复杂时，无法通过解析法求解联立超越方程组，因此，采用PSO算法对EM算法进行优化，建立混合威布尔分布的参数估计模型。

### 1.2 基于PSO-EM的混合威布尔分布参数估计

EM算法是一种迭代式算法，本质是对含有隐变量的概率分布参数的MLE方法[21]，主要包含期望步（E-Step）和最大化步（M-Step）。在E-Step中，根据当前参数推断最优的隐变量值，首先，构建包含观测数据$\boldsymbol{T} = [t_i]$和隐变量$\boldsymbol{Z} = [Z_{ik}]$的对数似然函数为

$$L(\boldsymbol{\theta}) = \ln P(\boldsymbol{T}|\boldsymbol{\theta}) = \ln \sum_{\boldsymbol{Z}} P(\boldsymbol{T}, \boldsymbol{Z}|\boldsymbol{\theta}) \tag{4}$$

由于$\boldsymbol{Z}$是未知量，无法直接求解式（4），因此，可基于已知的$\boldsymbol{T}$和当前参数$\boldsymbol{\theta}^{(j)}$求解$\boldsymbol{Z}$的条件概率分布$P(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{T}, \boldsymbol{\theta}^{(j)})$，利用该条件概率对$L(\boldsymbol{\theta})$求期望可得

$Q$ 函数为

$$Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)=E\left[\ln P(\boldsymbol{T},\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{\theta})\left|\boldsymbol{T},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right.\right]=\sum_{\boldsymbol{Z}}P(\boldsymbol{Z}\left|\boldsymbol{T},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right.)\ln P(\boldsymbol{T},\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{\theta}) \tag{5}$$

M-Step 的核心问题是寻找 $Q$ 函数最大化对应的参数估计值, 该估计值将被重新用于 E-Step 中作为新一轮的参数输入值, 重复 E-Step 、M-Step 直至收敛。依据 EM 算法, 得到混合威布尔分布的 $Q$ 函数为

$$Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)=\sum_{k=1}^{K}\left\{\sum_{i=1}^{N}[E(Z_{ik})]\ln\pi_k+\sum_{i=1}^{N}[E(Z_{ik})]\ln f(t_i|\theta_k)\right\} \tag{6}$$

式中: $N$为样本数据总量; 混合威布尔分布的参数集合可表示为$\boldsymbol{\theta}=[\pi_1,\pi_2,\cdots,\pi_K;\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_K]$, 其中$\theta_k=(\alpha_k,\beta_k)$, $f(\cdot|\theta_k)$为第$k$个威布尔子分布的概率密度函数。

将式 (6) 作为目标函数, 建立混合威布尔分布参数估计模型:

$$\max Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)\quad \text{s.t.}\begin{cases}\alpha_k>0\\ \beta_k>0\\ 0<\pi_k<1\\ \sum_{k=1}^{K}\pi_k=1\end{cases} \tag{7}$$

为了解决混合威布尔分布模型的参数估计问题, 在 M-Step 中利用 PSO 对 $Q$ 函数进行寻优得到参数估计值。PSO 是一种群智能随机优化算法, 具有收敛速度快、精度较高等特点, 被广泛运用在工程领域中[22-25]。将 $Q$ 函数作为 PSO 的适应度函数, 每一个粒子的 $D$ 维位置信息对应多维参数$\boldsymbol{\theta}$, 通过比较每代粒子的适应度值更新粒子, 达到最大寻优次数后输出粒子全局最优位置作为 M-Step 的最大化结果。

基于 PSO-EM 的混合威布尔分布参数估计方法如图 1 所示, 具体步骤如下:

**步骤 1**　参数初始化。PSO 中粒子的$D$维位置向量$\boldsymbol{X}$对应模型参数值, 粒子位置上下限为$\boldsymbol{X}^{\max}=[x_1^{\max},x_2^{\max},\cdots,x_D^{\max}]$和　$\boldsymbol{X}^{\min}=[x_1^{\min},x_2^{\min},\cdots,x_D^{\min}]$, 其值可根据参数初始值设置。第$d$维的粒子位置和速度初始化表达式为

$$x_d=x_d+\text{rand}\left(x_d^{\max}-x_d^{\min}\right) \tag{8}$$

$$v_d=0.1\left(x_d^{\max}-x_d^{\min}\right) \tag{9}$$

**步骤 2**　E-Step。在 E-Step 中需要由当前参数确定$\boldsymbol{Z}$及 $Q$ 函数值。更新粒子位置和速度, 第$s$代粒子的位置和速度更新表达式为

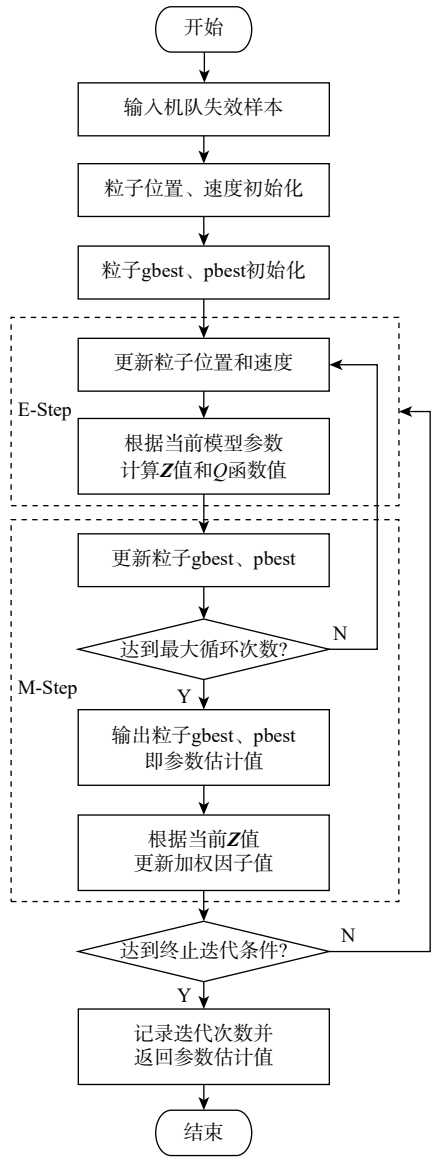



图 1　基于 PSO-EM 算法的混合威布尔分布参数估计方法

Fig. 1　Parameter estimation method of mixed Weibull distribution based on PSO-EM algorithm

$$x_d^{s+1}=x_d^s+v_d^{s+1} \tag{10}$$

$$v_d^{s+1}=wv_d^s+c_1r_1\left(p_{\text{best},d}^s-x_d^s\right)+c_2r_2\left(g_{\text{best},d}^s-x_d^s\right) \tag{11}$$

式中: $c_1$、$c_2$为加速度系数; $r_1$、$r_2$为(0,1)之间的随机数; $p_{\text{best}}$和$g_{\text{best}}$分别为粒子个体最优位置和全局最优位置; $w$为惯性权重, 常见的有线性调整权重和随机调整权重, 本文方法采用随机调整法为

$$w=0.5+r/2 \tag{12}$$

依据当前粒子计算$\boldsymbol{Z}$的估计值为

$$\hat{Z}_{ik}=\frac{\pi_k f(t_i|\theta_k)}{\sum_{k=1}^{K}\pi_k f(t_i|\theta_k)} \tag{13}$$

式中: 若第$i$个观测数据来自第$k$个子分布, 则$\hat{Z}_{ik}$为1, 否则$\hat{Z}_{ik}$为 0, 并根据当前$\hat{Z}_{ik}$求解加权因子的估计值:

$$\hat{\pi}_k=\frac{\sum_{i=1}^{N}\hat{Z}_{ik}}{N}\qquad k=1,2,\cdots,K \tag{14}$$

**步骤 3** M-Step。M-Step需要求解使$Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)$最大化的参数，即新一轮迭代的模型参数估计值$\boldsymbol{\theta}^{(j+1)}$。PSO优化的目标函数为

$$\boldsymbol{\theta}^{(j+1)}=\arg\max_{\theta}Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right) \tag{15}$$

通过比较每一代粒子$Q$函数值的大小来更新粒子$p_{\text{best}}$，寻优至最大循环次数，得到粒子$g_{\text{best}}$即为本轮EM迭代的估计结果$\boldsymbol{\theta}^{(j+1)}$，并作为下一轮迭代的输入参数。

**步骤 4** 判断迭代结束条件。重复步骤2和步骤3直至达到收敛条件：

$$\left\|Q\left(\boldsymbol{\theta}^{(j+1)},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)-Q\left(\boldsymbol{\theta}^{(j)},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)\right\|<\varepsilon \tag{16}$$

式中：$\varepsilon$为较小的正数。迭代结束后输出模型参数估计值。

## 2 基于蒙特卡罗仿真的DA预测方法

缺陷飞机数量DA是计算机队$R_{\text{T}}$的重要参数，目前的计算公式需要多次计算每架飞机当前运行时间的失效概率函数，通过累加得到机队DA值，运算过程异常复杂，在此提出适用于多重失效模式下DA预测的蒙特卡罗仿真方法，以提高运算效率。

### 2.1 基本思想

蒙特卡罗仿真方法是通过对已知的概率分布进行随机抽样试验得到目标参数的统计特征，主要过程包括：根据样本数据构建描述具体问题的概率模型，生成随机数抽样产生服从相应概率分布的随机变量，进行大量抽样试验最终得到统计结果[26-28]。针对受多重失效模式影响的机队，结合第1节建立的多重失效模型，随机生成服从[0,1]均匀分布的随机数$r$，利用逆变换技术得到服从相应概率分布的随机变量。由于飞机部件可能受到多重失效模式中的任一子失效模式的影响，计算子分布加权因子的累积概率为

$$q_k=\sum_{k=1}^{K}\pi_k \tag{17}$$

根据$r$属于的加权因子概率区间确定该架飞机服从该区间对应的概率分布参数，由逆变换技术得到第$m$架飞机的失效时间为

$$T_m=R_k^{-1}(r)=\alpha_k(-\ln r)^{1/\beta_k} \tag{18}$$

通过判断试验所得受影响的飞机$T_m$是否符合失效预测期间（即飞机当前运行时间到退役时间）之内，统计机队中受影响的飞机数量，多次模拟后计算平均值即为机队DA预测值。

### 2.2 基于蒙特卡罗算法的DA预测步骤

基于蒙特卡罗仿真的DA预测方法流程如图2所示，具体步骤如下：

**步骤 1** 输入主要信息，机队飞机总量$M$、每架飞机当前运行时间$T_0$和退役时间$T_{\text{R}}$、多重失效模型的参数$(\pi_k,\alpha_k,\beta_k)$及仿真最大循环次数$c_{\max}$。

**步骤 2** 初始化DA为0，开始循环。

**步骤 3** 模拟飞机故障时间，针对权重不同的子分布，由式(17)计算其加权因子的累积概率$q_k$，对每架飞机生成服从[0,1]均匀分布的随机数$r$，根据$r$属于的概率区间$[q_{k-1},q_k]$，其中$q_0=0$，确定该架飞机服从第$k$个子分布失效模式，并由逆变换式(18)模拟生成第$m$架飞机故障时间$T_m$。

**步骤 4** 判断飞机DA值，判断该架飞机$T_m$是否在失效预测期间$[T_0,T_{\text{R}}]$之内，若是，DA加1，否则返回步骤2生成下一架飞机故障时间；

**步骤 5** 遍历机队飞机，对每架飞机实施步骤

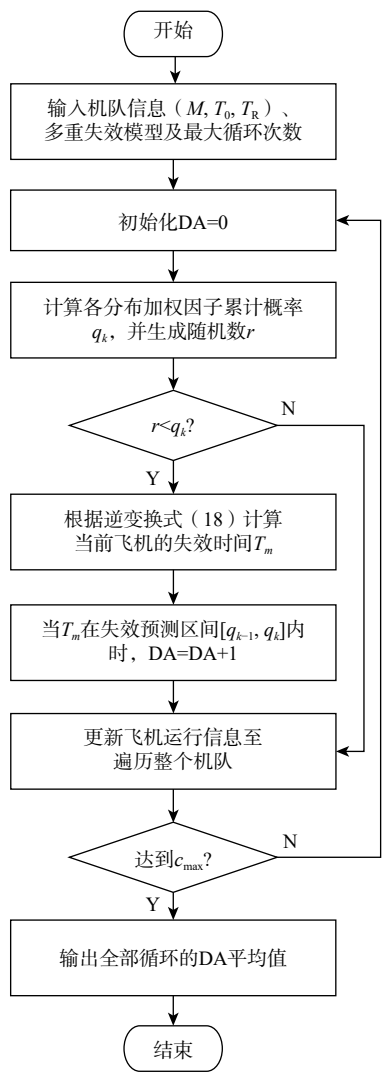



图2 基于蒙特卡罗仿真的DA预测方法流程

Fig. 2 DA prediction process based on Monte Carlo

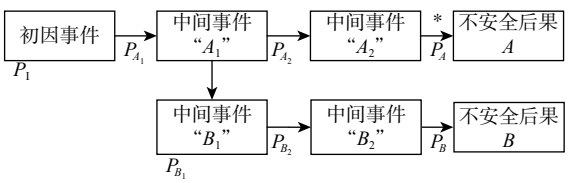
3 和步骤 4 直至完成一次模拟, 更新机队运行信息为初始状态。

**步骤 6**　计算机队 DA 值, 累计在失效预测期间内的$T_m$的数量得到该次模拟得到的 DA 值。

**步骤 7**　重复步骤 2～步骤 6 至最大循环次数, 计算全部循环的 DA 平均值并输出结果。

## 3　基于贝叶斯网络的 CP 值算法

在进行机队耗损失效事件风险评估前, 需要分析造成飞机缺陷的初因事件失效传播关系, 得到不安全后果发生的 CP 值。常见的基于因果链的 CP 值计算方法是由初因事件开始, 对每个中间失效事件发展至特定的不安全后果的建模过程, 如图 3 所示。通过代入中间事件的先验概率, 计算各支链的不安全后果发生概率, 最终不安全后果由各支链 CP 与对应的 IR 相乘后累加而得。当初因事件存在多重失效模式时, 失效传播过程中会产生较多中间事件, 导致计算过程繁琐, 因此, 提出基于 BN 的 CP 值算法。




*一般情况下，不安全后果由多个中间事件产生。

图 3　因果链建模过程

Fig. 3　Cause and effect chain modeling process

### 3.1　基本思想

BN 是一种基于先验概率的数学模型, 以图形化的网络结构表示事件之间的不确定关系[29-32], 其基本结构为: 变量节点表示各个事件、有向实线表示事件之间的逻辑关系, 连接变量节点构成有向无环图。BN 中变量点之间的关系可以由已知的条件概率进行推理获得, 其理论基础为贝叶斯公式, 利用该公式规则可以进行因果推理实现前向预测, 也可以执果索因实现反向诊断推理。

BN 以其简单直观的表现形式和灵活的逻辑分析能力广泛应用于统计决策、事故评估、风险识别和可靠性分析中。相较于因果链分析法, BN 具有多态性的特点, 可以用同一变量节点表示相同层级的不同中间事件, 从而简化由多重失效模式产生的过多中间失效状态, 建立更加合理的初因事件失效传播的因果模型。

### 3.2　基于 BN 推理的 CP 值计算步骤

采用 BN 推理机队不安全后果发生的 CP 时, 首先, 可以利用因果链初步分析不安全后果的失效传播关系, 将产生多重失效模式的初因事件表示为 BN 中的根节点, 将每一级中间失效事件表示为 BN 中的子节点, 并按照事件之间的因果关系用有向实线连接节点, 构建直观描述不安全后果发展的有向无环图, 并根据具体事件情况对 BN 进行简化; 其次, 通过历史数据得到事件的先验概率, 建立对应节点的条件概率表; 最后, 运用变量消元(variable elimination, VE)法[32] 推理不安全后果的后验概率。

假设 BN 结构如图 4 所示, 初因事件为根节点 $V_1$, 其他依次产生的节点为 $V_2$～$V_5$, 其中 $V_1$ 和 $V_2$ 为二值变量, "1" 表示失效状态, "0" 表示工作状态, 其他节点为多值变量, 运用 VE 法更新各节点概率分布以推理后验概率的具体步骤如下:

**步骤 1**　将 BN 中变量的联合概率分布分解为因子函数的乘积形式, 得到由各事件因子函数组成的概率分布集合为

$$\zeta=\{P(V_1),P(V_2),P(V_3|V_1,V_2),P(V_4|V_2),P(V_5|V_3,V_4)\} \tag{19}$$

**步骤 2**　设定 $V_1$ 为证据变量、$V_5$ 为查询变量, 设置观测值并更新含有证据的因子式。例如, 设证据变量为 $V_1$=1。

**步骤 3**　对除证据变量和查询变量以外的剩余变量进行排序为 $V_2$、$V_4$、$V_3$, 按顺序依次消去变量, 对变量 $V_2$ 进行消元:

$$\zeta=\{P(V_1=1),P(V_5|V_3,V_4),\lambda_1(V_3,V_4)\} \tag{20}$$

式中:

$$\lambda_1(V_3,V_4)=\sum_{V_2}P(V_2)P(V_4|V_2)P(V_3|V_1=1,V_2) \tag{21}$$

同理消去变量 $V_4$:

$$\zeta=\{P(V_1=1),\lambda_2(V_3,V_5)\} \tag{22}$$

式中:

$$\lambda_2(V_3,V_5)=\sum_{V_4}P(V_5|V_3,V_4),\lambda_1(V_3,V_4) \tag{23}$$

最终消去 $V_3$, 可得

$$\zeta=\{P(V_1=1),\lambda_3(V_5)\} \tag{24}$$

式中:

$$\lambda_3(V_5)=\sum_{V_3}\lambda_2(V_3,V_5) \tag{25}$$

**步骤 4**　完成消元, 对集合进行归一化得到所求变量的后验概率为

$$P(V_5|V_1=1)=\frac{P(V_1=1)\lambda_3(V_5)}{\sum_{V_5}P(V_1=1)\lambda_3(V_5)}=\frac{\lambda_3(V_5)}{\sum_{V_5}\lambda_3(V_5)} \tag{26}$$

代入基于经验获得的先验概率, 最终推理得到 $V_1$ 失效时 $V_5$ 发生的 CP 值。

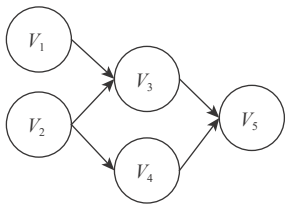



图 4 VE 推理示例 BN 结构

Fig. 4 Example BN of VE inference

## 4 案例分析

某个共有 500 架飞机的客运机队在定期检修中发现多架飞机机翼结构存在裂纹，经初步故障分析，裂纹服从 2 种疲劳损伤模式。随着机队在役时间的增长，翼肋裂纹不断扩展导致飞机机翼断裂，最终可能产生飞机失控等严重后果，符合 MSAD 指令中潜在的不安全状况，因此，需要对受影响机队进行风险评估。由经验获知 2 种疲劳裂纹影响的失效模型的形状参数$\beta=2.78$，根据实际机队飞机寿命的一般水平，通过仿真生成裂纹增长至失效的飞机寿命样本如表 1 所示，飞机役龄单位为飞行循环（flight cycle, FC）。

表 1 机队运行寿命数据

Table 1 Fleet operational failure data

| 序号 | 时间/飞行循环 | 序号 | 时间/飞行循环 | 序号 | 时间/飞行循环 | 序号 | 时间/飞行循环 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 1 410 | 6 | 6 202 | 11 | 10 978 | 16 | 18 196 |
| 2 | 2 786 | 7 | 6 750 | 12 | 14 660 | 17 | 18 558 |
| 3 | 5 145 | 8 | 7 253 | 13 | 15 110 | 18 | 19 636 |
| 4 | 5 877 | 9 | 9 753 | 14 | 15 559 | 19 | 23 603 |
| 5 | 6 086 | 10 | 9 944 | 15 | 17 527 | 20 | 23 924 |

构建两重混合威布尔分布参数估计模型为

$$\max Q\left(\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\theta}^{(j)}\right)$$
$$\text{s.t.}\begin{cases}\alpha_1>0\\ \alpha_2>0\\ 0<\pi_1<1\\ \pi_1+\pi_2=1\end{cases}\tag{27}$$

式中：$\boldsymbol{\theta}=[\alpha_1,\alpha_2,\pi_1,\pi_2]$。

将样本数据输入模型中，分别利用本文方法、基于 PSO 的最小二乘估计（least squares estimation, LSE）方法和 MLE 方法进行参数估计。由于 EM 算法的估计结果十分依赖于迭代初值，而 PSO 的粒子位置更新边界也将影响其收敛性和计算速度，因此，采用分段线性拟合方法得到参数估计的粗略值作为初值[19]，并根据初值由式（28）和式（29）得到 PSO 的边界值如表 2 所示。

表 2 模型参数初值及边界值

Table 2 Initial values and boundary values of model parameters

| 模型参数 | $\pi_1$ | $\pi_2$ | $\alpha_1$ | $\alpha_2$ |
|---|---|---|---|---|
| 初值 | 0.35 | 0.65 | 5 876.1 | 17 526.4 |
| 边界下限 | 0.1 | 0.5 | 5 288 | 15 773 |
| 边界上限 | 0.5 | 0.8 | 6 464 | 19 279 |

$$\begin{cases}\pi_k^{\min}=\max\left(\pi_k^{(0)}-0.15,0\right)\\ \pi_k^{\max}=\min\left(\pi_k^{(0)}+0.15,1\right)\end{cases}\tag{28}$$

$$\begin{cases}\alpha_k^{\min}=[0.9\alpha_k^{(0)}]\\ \alpha_k^{\max}=[1.1\alpha_k^{(0)}]\end{cases}\tag{29}$$

式中：[·]表示取整函数。

根据 3 种方法的参数估计结果计算多重失效模型的均方根误差（root mean squared error, RMSE）为

$$\delta_{\text{RMSE}}=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left[F(t_i)-\hat{F}(t_i)\right]^2}\tag{30}$$

式中：$F(t)$为由 3 种参数估计方法计算得到的累计失效概率值；$\hat{F}(t)$为由经验分布函数即无参数估计方法得到的累计失效概率值，并用于表示失效分布的真实值。

3 种方法的参数估计结果如表 3 所示，当多重失效模型的$\alpha$小于飞机退役时间表明损伤发生在寿命早期阶段，反之，当$\alpha$大于退役时间则表明损伤发展较为缓慢。本文方法相较于后 2 种方法的 RMSE 分别减少了 0.010 2 和 0.014 4，RMSE 分别降低了 80.6% 和 85.7%。

表 3 多重失效模型参数估计结果

Table 3 Parameters' estimation results of multiple failure model

| 估计方法 | $\pi_1$ | $\pi_2$ | $\alpha_1$ | $\alpha_2$ | $\delta_{\text{RMSE}}$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 本文方法 | 0.29 | 0.71 | 5 412.7 | 17 468.1 | 0.002 4 |
| 基于PSO的LSE | 0.26 | 0.74 | 5 384.5 | 16 991.7 | 0.012 6 |
| 基于PSO的MLE | 0.26 | 0.74 | 5 339.9 | 16 645.8 | 0.016 8 |

图 5 为 3 种方法下的机队裂纹失效概率密度函数变化情况，并与仿真失效样本值进行对比，可知本文方法对失效样本的拟合性能较优。

利用第 2 节的基于蒙特卡罗仿真算法预测机队中受机翼裂纹多重失效模式影响的 DA 值。本案例中机队的飞机数量为 500 架，每架飞机当前役龄状况如图 6 所示。

设定蒙特卡罗算法的$c_{\max}$为 5 000 次，输入机队飞机总量 $M$=500、每架飞机$T_0$和机队的平均退役年龄$T_{\text{R}}$=50 000 飞行循环、多重失效模型参数$(\pi_1,\pi_2,\alpha_1,\alpha_1,\beta)$，初始化 DA 为 0 并开始循环。结合所得参数估计结

果, 各子分布加权因子的累积概率分别为$q_1=0.28$, $q_2=1$, 根据 $r$ 属于的概率区间$[q_0,q_1]$或$[q_1,q_2]$, 确定每架飞机服从的威布尔子分布失效模式, 利用逆变换技术生成飞机结构件失效时间 $T_m$, 判断其是否在失效预测期间$[T_0,T_R]$之内, 最终得到机队 DA 值约为 77 架。

采用 BN 分析机队不安全后果发生的 CP 时, 先将初因事件定义为本案例中潜在的不安全状况, 即机队中多架飞机机翼发现裂纹。初因事件的失效传播情况如下: 随着飞机服役时间的累积, 翼肋的疲劳裂纹增长至断裂, 从而使其自身承担的载荷传递给与之相连的桁条和翼梁腹板, 累积的多余载荷可能导致蒙皮及机翼壳体发生断裂, 导致飞机失压或失去控制, 最终引发多种不安全后果, 根据失效事件与不安全后果之间的直接因果关系构建如图 7 所示的因果链。以图 7 中的“失压”事件为例, 机舱内压力改变使得乘客体内气体膨胀或缺氧窒息, 从而导致“人员死亡”的不安全后果; 当发生控制失效事件时, 则直接导致与飞机相关的“跑道偏离”、“坠毁”等不安全后果。

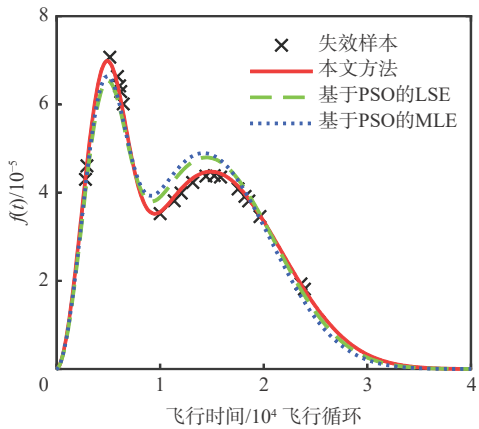



图 5　机队裂纹失效概率密度函数拟合结果

Fig. 5　Fitting results of probability density function for fleet crack failure

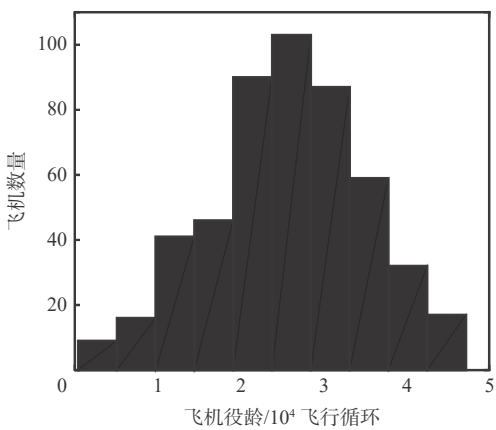



图 6　机队当前役龄状况

Fig. 6　Current service age of fleet

本案例受多重失效模式影响的初因事件产生的中间事件数量较多, 在实际情况中难以获得每个变量的条件概率表, 因此, 利用 BN 节点的多态性对相同层级的中间事件进行合并化简, 可得 BN 如图 8 所示。

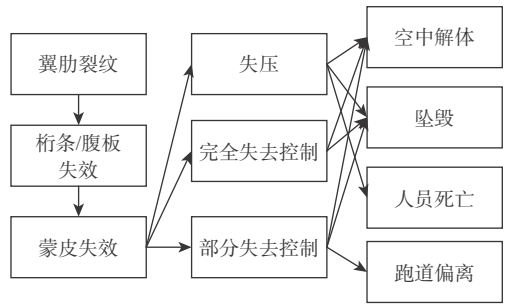



图 7　机翼裂纹失效因果链

Fig. 7　Causal chain of wing rib crack failure

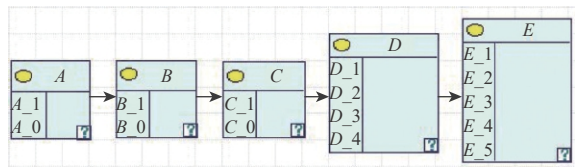



图 8　化简后的案例 BN

Fig. 8　Simplified BN of case

图 8 中节点 $A$、$B$ 和 $C$ 均为二值变量, 节点 $D$ 和 $E$ 为多值变量, 图中的节点信息如表 4 所示。通过历史数据可知相关事件的先验概率: $A$、$B$ 和 $C$ 节点状态为“1”时的条件概率均为 0.5, 表示事件发生。表 5 和表 6 分别为节点 $D$ 和 $E$ 在不同状态下的条件概率。以表 6 中 $D$=2(完全失去控制)为

**表 4　BN 节点信息**

**Table 4　Node information in BN**

| 节点 | 事件 | 状态 |
|---|---|---|
| $A$ | 翼肋裂纹 | 1 |
| | | 0 |
| $B$ | 桁条/腹板失效 | 1 |
| | | 0 |
| $C$ | 蒙皮失效 | 1 |
| | | 0 |
| $D$ | 失压 | 1 |
| | 完全失去控制 | 2 |
| | 部分失去控制 | 3 |
| | 无影响 | 4 |
| $E$ | 空中解体 | 1 |
| | 坠毁 | 2 |
| | 人员死亡 | 3 |
| | 跑道偏离 | 4 |
| | 无影响 | 5 |

表5 节点 $D$ 条件概率

Table 5 Conditional probability of node $D$

| $C$ | $P(D=1\|C)$ | $P(D=2\|C)$ | $P(D=3\|C)$ | $P(D=4\|C)$ |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 0.5 | 0.001 | 0.05 | 0.449 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 1 |

表6 节点 $E$ 条件概率

Table 6 Conditional probability of node $E$

| $D$ | $P(E=1\|D)$ | $P(E=2\|D)$ | $P(E=3\|D)$ | $P(E=4\|D)$ | $P(E=5\|D)$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 0.001 | 0.005 | 0.01 | 0 | 0.984 |
| 2 | 0.5 | 0.5 | 0 | 0 | 0 |
| 3 | 0.001 | 0.01 | 0 | 0.1 | 0.889 |
| 4 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 |

例，根据所建因果链可知，该事件将直接导致 $E$=1(空中解体)或 $E$=2(坠毁)，这2种后果的IR中已包含潜在的人员伤亡概率，因此，该情况下 $E$=3 发生的概率为0。

运用VE法对初始裂纹失效事件进行因果推理，设定证据变量为 $A$=1，设定查询变量为 $E$ 的1～4状态，将集合变形为证据变量和查询变量已知的因子函数集合形式，将集合中剩余变量消元后代入相应的先验概率，最终得到 $E$ 变量1～4状态的CP值分别为0.000 263、0.000 875、0.001 25和0.001 25。

基于历史经验得到的未检测到缺陷发生的平均概率，本案例中ND取0.2；IR是暴露于特定飞机情况或后果下人遭受致命伤害的单个事件概率，表7为美国联邦航空局运输飞机理事会定义的4种不安全后果的死亡率[10]。

表7 四种不安全后果的死亡率

Table 7 The injury ratio of four unsafe outcomes

| 不安全后果 | 死亡率 |
|---|---|
| 人员死亡 | 0.001 |
| 跑道偏离 | 0.03 |
| 坠毁 | 0.98 |
| 空中解体 | 1 |

根据本节机队失效事件因子，计算得到风险结果 $R_T$=0.018，通过比较该 $R_T$ 值与商业运营客机风险阈值(0.02)可判断本案例中的 $R_T$ 低于可接受风险范围，无需立即对机队采取纠正措施，但需要持续记录相关风险信息为后续安全管理措施提供依据。

## 5 结 论

1）本文考虑了多重耗损失效模式对飞机运行风险的影响，构建了基于混合威布尔分布的多重失效模型，为风险评估方法应用于多重失效模式提供了分析基础。

2）结合飞机现场失效数据，提出基于EM算法的混合威布尔分布参数估计方法，并利用PSO算法对EM算法进行优化，提高了模型参数估计的精度。

3）引入蒙特卡罗仿真算法预测机队DA值，并采用BN分析初因事件失效传播关系并计算不安全后果发生的CP值，避免了传统解析法和因果链分析法解决多重失效模式问题的繁琐过程。

本文方法仅考虑了使用混合威布尔分布来表征多重耗损失效模式，未来可进一步研究失效时间服从不同类型分布的情形，以增强当前风险评估方法的适用性。

## 参考文献（References）


[1] SHAKIR H M, IQBAL B. Application of Lean principles and software solutions for maintenance records in continuing airworthiness management organisations[J]. The Aeronautical Journal, 2018, 122(1254): 1263-1274.

[2] SENOL M B. Evaluation and prioritization of technical and operational airworthiness factors for flight safety[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 92(7): 1049-1061.

[3] ARNALDO V R M, GÓMEZ C V F, PEREZ S L, et al. Prediction of aircraft safety incidents using Bayesian inference and hierarchical structures[J]. Safety Science, 2018, 104: 216-230.

[4] TORREGOSA R F, HU W. Probabilistic risk analysis of fracture of aircraft structures using a Bayesian approach to update the distribution of the equivalent initial flaw sizes[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2013, 36(11): 1092-1101.

[5] ZHOU D, ZHUANG X, ZUO H F. A novel three-parameter weibull distribution parameter estimation using chaos simulated annealing particle swarm optimization in civil aircraft risk assessment[J]. Arabian Journal for Science and Engineering, 2021, 46(9): 8311-8328.

[6] BANGHART M, BIAN L K, STRAWDERMAN L, et al. Risk assessment on the EA-6B aircraft utilizing Bayesian networks[J]. Quality Engineering, 2017, 29(3): 499-511.

[7] HOSKOVA M, ZIEJA M, WOCH M, et al. A method to evaluate an aircraft operational risk[C]//Safety and Reliability – Safe Societies in a Changing World. London: CRC Press, 2018: 1441-1446.

[8] WANG W, ZHANG T W, WANG L. Markov chain-based flight operations risk analysis[C]// 2017 13th International Conference on Natural Computation, Fuzzy Systems and Knowledge Discovery (ICNC-FSKD). Piscataway: IEEE Press, 2018: 2441-2445.

[9] Transport Airplane Directorate. Transport airplane risk assessment methodology handbook: PS- ANM-25-05[S]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 2011.

[10] VIOLETTE M G, SAFARIAN P, HAN N, et al. Transport airplane risk analysis[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(2): 395-402.

[11] 张子文, 陆中. 基于蒙特卡洛仿真的运输类飞机耗损失效风险评估[J]. 航空计算技术, 2020, 50(3): 35-39.
ZHANG Z W, LU Z. Risk assessment of transport aircraft based on Monte Carlo simulation targeted on wear-out failure[J]. Aeronautical Computing Technique, 2020, 50(3): 35-39(in Chinese).

[12] 郭媛媛, 孙有朝, 李龙彪. 基于蒙特卡罗方法的民用飞机故障风险评估方法[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 221126.
GUO Y Y, SUN Y C, LI L B. Failure risk assessment method of civil aircraft based on Monte Carlo method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 221126(in Chinese).

[13] BIAN T A, ZHENG H Y, YIN L K, et al. Failure mode and effects analysis based on D numbers and TOPSIS[J]. Quality and Reliability Engineering International, 2018, 34(4): 501-515.

[14] FATTAHI R, TAVAKKOLI-MOGHADDAM R, KHALILZADEH M, et al. A novel FMEA model based on fuzzy multiple-criteria decision-making methods for risk assessment[J]. Journal of Enterprise Information Management, 2020, 33(5): 881-904.

[15] HE L L, LU Z Z, LI X Y. Failure-mode importance measures in structural system with multiple failure modes and its estimation using copula[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 174: 53-59.

[16] XU M, DROGUETT E L, LINS I D, et al. On the q-Weibull distribution for reliability applications: An adaptive hybrid artificial bee colony algorithm for parameter estimation[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2017, 158: 93-105.

[17] PRATAVIERA F, ORTEGA E M M, CORDEIRO G M, et al. A new generalized odd log-logistic flexible Weibull regression model with applications in repairable systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 176: 13-26.

[18] MAZZEO D, OLIVETI G, LABONIA E. Estimation of wind speed probability density function using a mixture of two truncated normal distributions[J]. Renewable Energy, 2018, 115: 1260-1280.

[19] LU Z, DONG L, ZHOU J. Nonlinear least squares estimation for parameters of mixed weibull distributions by using particle swarm optimization[J]. IEEE Access, 2019, 7: 60545-60554.

[20] FLORENCE D, PATRICK P. Bayesian estimation of Weibull mixture in heavily censored data setting[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 180: 453-462.

[21] TZOREFF E, WEISS A J. Expectation-maximization algorithm for direct position determination[J]. Signal Processing, 2017, 133: 32-39.

[22] ABUALIGAH L M, KHADER A T. Unsupervised text feature selection technique based on hybrid particle swarm optimization algorithm with genetic operators for the text clustering[J]. The Journal of Supercomputing, 2017, 73(11): 4773-4795.

[23] MORADI P, GHOLAMPOUR M. A hybrid particle swarm optimization for feature subset selection by integrating a novel local search strategy[J]. Applied Soft Computing, 2016, 43: 117-130.

[24] GORDAN B, ARMAGHANI D J, HAJIHASSANI M, et al. Prediction of seismic slope stability through combination of particle swarm optimization and neural network[J]. Engineering with Computers, 2016, 32(1): 85-97.

[25] XU S W, WU Y, WANG X F, et al. Indoor 3D visible light positioning system based on adaptive parameter particle swarm optimisation[J]. IET Communications, 2020, 14(20): 3707-3714.

[26] 赵洪利, 刘宇文. 基于蒙特卡罗模拟的航空发动机故障风险预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 545-550.
ZHAO H L, LIU Y W. Forecasting for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 545-550(in Chinese).

[27] CHEN X G. A novel reliability estimation method of complex network based on Monte Carlo[J]. Cluster Computing, 2017, 20(2): 1063-1073.

[28] URGUN D, SINGH C. A hybrid Monte Carlo simulation and multi label classification method for composite system reliability evaluation[J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2019, 34(2): 908-917.

[29] DINIS D, BARBOSA-POVOA A, TEIXEIRA A P. Valuing data in aircraft maintenance through big data analytics: A probabilistic approach for capacity planning using Bayesian networks[J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 128: 920-936.

[30] 于劲松, 沈琳, 唐荻音, 等. 基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 35-40.
YU J S, SHEN L, TANG D Y, et al. Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 35-40(in Chinese).

[31] FEROZE N, ASLAM M. Approximate Bayesian analysis of doubly censored samples from mixture of two Weibull distributions[J]. Communications in Statistics-Theory and Methods, 2019, 48(11): 2862-2878.

[32] QAZI A, DICKSON A, QUIGLEY J, et al. Supply chain risk network management: A Bayesian belief network and expected utility based approach for managing supply chain risks[J]. International Journal of Production Economics, 2018, 196: 24-42.

# Operation risk assessment of civil aircraft for multiple wear-out failure modes

WU Yuting[1], LU Zhong[1,*], SONG Haijing[2], ZHOU Jia[3]

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
2. Reliability Research Center, Chinese Flight Test Establishment, Xi' an 710089, China;
3. Department of Aircraft Maintenance, China Eastern Airlines Jiangsu Ltd, Nanjing 211106, China)

**Abstract**: An operation risk assessment method is proposed for aircraft components with multiple wear-out failure modes. A multiple failure model is constructed using the fleet operating failure data samples and the mixed Weibull distribution. And the parameter estimation method of the mixed Weibull distribution is proposed based on the expectation maximization (EM) algorithm, which has been optimized by using the particle swarm optimization (PSO) algorithm to improve the accuracy of the parameter estimation. In terms of the mixed Weibull distribution-based reliability model, the calculating method for the number of defect airplanes (DA), which is caused by the multiple failure modes, is given via the Monte Carlo simulation method. To determine the Conditional Probability (CP) of dangerous consequences emerging from a certain initial situation, the Bayesian network (BN) is designed. Finally, the total uncorrected fleet risk ($R_T$) is calculated in terms of the injury ratio (IR), the Not Detected probability (ND), the DA value, and the CP value. A case study shows that the proposed risk assessment method can be directly applied in the evaluation of fleet risks caused by multiple failure modes.Furthermore, the root mean squared error of the suggested parameter estimation approach has been decreased by 85.7% and 80.6%, respectively, when compared to the maximum likelihood estimation (MLE) and the least-squares estimation (LSE).

**Keywords**: risk assessment; multiple failure modes; parameter estimation; expectation maximization algorithm; Monte Carlo simulation; Bayesian network

**Received**: 2021-12-07; **Accepted**: 2022-05-31; **Published Online**: 2022-06-23 15:17

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220622.1342.002.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (U1733124); Aeronautical Science Foundation of China(20180252002); Funds for Civil Aviation Safety Capacity Building (2021-196)

* **Corresponding author**. E-mail: luzhong@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0741

# 基于SSAE和相似性匹配的航空发动机剩余寿命预测

王昆，郭迎清*，赵万里，周启凡，郭鹏飞
(西北工业大学 动力与能源学院，西安 710129)

**摘 要**：航空发动机作为高度复杂的热力机械，其剩余寿命(RUL)预测往往作为提高安全性和经济性的重要保障。为了提高航空发动机剩余寿命预测精度，提出一种基于堆栈稀疏自编码器(SSAE)及相似性匹配的剩余寿命预测方法。以Spearman秩相关系数(SRCC)作为适应度函数，利用遗传算法(GA)对融合参数候选集进行寻优；采用SSAE的结构融合最优参数集，生成特征融合指标；采用相似性匹配的方法在历史数据库内全局搜索最优匹配的历史轨迹，得到寿命预测结果；采用美国国家航空航天局(NASA)公布的C-MAPSS数据集验证该融合指标和方法的有效性。

**关 键 词**：航空发动机；剩余寿命；堆栈稀疏自编码器；Spearman秩相关系数；相似性匹配
**中图分类号**：V233
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2817-09

航空发动机作为飞行器的“心脏”，为其飞行提供动力，重要性不言而喻。如今随着在翼时间的增加，航空发动机工作状态不断变化，发动机的预测和健康管理(prognostics and health management, PHM)理论愈发受到技术人员的重视[1]。PHM通过传感器收集到的数据实现对发动机的状态监控、故障诊断、故障预测和维护决策等功能，从多个方面实现对发动机安全性能的保障[2-3]。为了在实践中依据PHM做出可靠和安全的决策，技术人员有必要识别、理解和量化PHM对于系统可能产生的影响和效益。例如，对于PHM的预测任务，不仅要能提供发动机的剩余寿命(remaining useful life, RUL)，还需提供包括数据特征和置信度等辅助决策信息，指导技术人员做出维修决策[4-6]。

目前，RUL预测方法主要分为3种：基于模型的RUL预测方法、基于数据的RUL预测方法和二者混合的预测方法[1,5,7]。对于航空发动机这一强非线性系统，其结构复杂，各部件间关系紧密，耦合程度高，建模过程需要大量的试验，耗时耗材，且其制造材料、服役情况等存在很大的不确定性，很难建立精准的性能衰退模型，因而采用基于模型的预测方法往往效果不佳[8]。基于数据的方法主要优点在于能够提供从高位噪声数据到低维空间的映射[7,9-10]，得到数据的内在关联特征。随着近年神经网络和智能算法的飞速发展，基于数据的预测方向愈来愈成为研究热点[7,10]。

在航空发动机领域内，排气温度裕度(exhaust gas temperature margin, EGTM)通常被用来衡量发动机当前的性能状况[11]。杜方舟等[12]利用支持向量机和小波变换的方法处理EGTM信号，通过多机队的平均EGTM性能衰退率预测航空发动机RUL。然而，单参数的预测方法通常会导致个别异常数据对结果影响较大，很难全面反映发动机的状态，影响预测的准确率。

通过多参数进行RUL预测能更为全面地反映发动机当前状况，预测效果通常优于单参数的寿命预测。赵洪利等[13]提出了一种融合参数的筛选方法，并利用融合的特征融合分别对发动机各阶段进

**收稿日期**：2021-12-08；**录用日期**：2022-03-04；**网络出版时间**：2022-03-22 16:59
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220321.2029.004.html
**基金项目**：国家科技重大专项(J2019-V-0003-0094)
*通信作者. E-mail：yqguo@nwpu.edu.cn

*引用格式：王昆，郭迎清，赵万里，等. 基于SSAE和相似性匹配的航空发动机剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2817-2825. WANG K，GUO Y Q，ZHAO W L，et al. Remaining useful life prediction of aeroengine based on SSAE and similarity matching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2817-2825 (in Chinese).*

行寿命预测；李京峰等[14]采用一种融合长短时记忆(long short-term memory, LSTM)网络和深度置信网络(deep belief network, DBN)的方法提取健康指标，结合失效阈值预测发动机RUL；李杰等[15]提出了一种卷积神经网络(convolutional neural networks, CNN)与LSTM网络融合的神经网络结构，提取出测量参数内的时间特征，有较高的寿命预测精度；洪骥宇等[16]提出了一种基于降噪自编码器(denoising autoencoder, DAE)的特征提取方法，并根据提取结果进行性能退化评估。

上述基于多参数融合的RUL预测方法中，大部分方法均未涉及到对退化参数的选择过程，且缺乏对融合指标的评估，无法说明所构建指标的优越性。此外，若仅仅使用单层网络实现参数融合，将几十维的传感器参数映射到一维的特征指标，其效果往往不佳，难以提取到参数间的深层信息。本文基于航空发动机各参数间相关性，将Spearman秩相关系数(Spearman's rank crrelation coefficient, SRCC)作为适应度函数，求取最优的融合参数集；利用堆栈稀疏自编码器(stacked sparse autocoders, SSAE)模型逐层提取多传感器参数特征，得到特征融合指标，同时缓解小样本情况下模型的过拟合问题；根据航空发动机性能衰退趋势间的变化特点，采取相似性匹配的方式进行RUL预测，利用历史样本衰退信息为测试样本提供预测参照，使预测结果随着历史数据库的扩充逐步精确。通过美国NASA公布的C-MAPSS数据集对本文方法进行验证。

## 1 RUL预测模型

### 1.1 基于SSAE及相似性匹配的RUL预测框架

针对RUL预测训练样本，本文采用SSAE模型实现航空发动机参数融合。首先，确定网络各层结构参数，并用dropout结构实现网络之间的连接；然后，采用贪婪逐层训练，得到各个自编码器(autoencoders, AE)模型的网络权值；最后，将各AE网络堆叠，得到初步SSAE模型。考虑融合参数候选集的各种组合，以各组合的特征融合指标与理想RUL的SRCC值作为适应度函数，全局搜索最优的融合参数集。确定融合参数集后，重新训练SSAE网络，并选择其中一部分带标签的数据对网络进行微调，更新每一层隐含层的$\boldsymbol{W}$和$\boldsymbol{b}$的值，得到符合要求的最终网络。

针对RUL预测测试样本，利用训练好的网络生成其对应的特征特征融合，采用相似性匹配的方法将融合结果与历史数据库内已有样本的变化轨迹一一进行匹配并选择最优变化轨迹，得到最终预测结果。RUL的整体流程框架如图1所示。

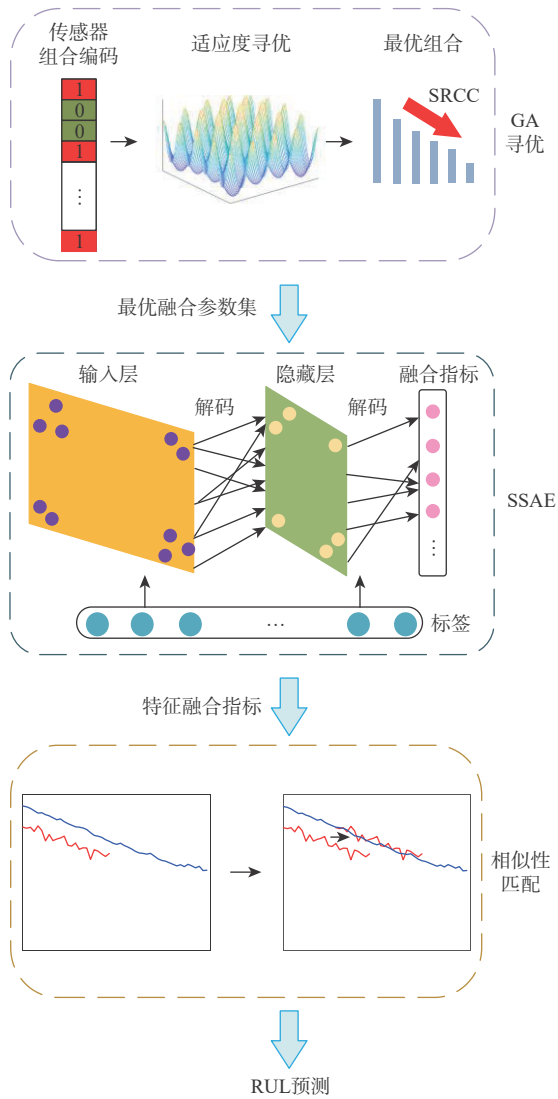



图1 RUL预测模型框架

Fig. 1 Schematic diagram of RUL predicting model

### 1.2 Spearman秩相关系数

SRCC[17]主要用于解决顺序数据的相关性问题，是非参数性质的秩统计参数。SRCC在计算2组序列的非线性相关性时，其结果只与序列中元素的排列顺序有关，而对序列进行任何单调非线性变换都不会对SRCC造成影响。由于SRCC涉及到顺序秩次的概念，通常用于分析两单调序列之间的相关性程度。如果两序列间的SRCC绝对值趋于1，则表示相关性强，反之趋于0，表示相关性弱。

在实际计算过程中，如果原始数据$x_i$、$y_i$已经按从大到小的顺序排列，记$x_i'$、$y_i'$为$x_i$、$y_i$在排列后数据所在的位置，即$x_i'$、$y_i'$为$x_i$、$y_i$的秩次，定义$d_i = x_i' - y_i'$为$x_i$、$y_i$的秩次之差，$n$为原始数据样本量。如果原始数据中存在重复值，则在求秩次时要以其平均值为准。由式(1)计算得到：

$$\rho_s = 1 - \frac{6\sum_{i=1}^{n} d_i^2}{n(n^2-1)} \tag{1}$$

### 1.3　堆栈稀疏自编码器

堆栈自编码器[18](stacked autoencoders, SAE)是由一般 AE 栈式堆叠而成的一种深层神经网络，常用于实现无监督的特征提取功能。图 2 为标准 AE 的基本结构，由 3 层神经网络组成，分别为输入层、隐藏层和输出层，该网络中输入数据维度和重构数据维度一致，通过最小化输入数据与重构数据之间的误差训练得到 AE。如图 2 所示，训练过程通过编码和解码两部分实现，图中虚线部分为解码，实线部分为编码。

给定数据矢量 $\boldsymbol{x}=[x_1,x_2,\cdots,x_m]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^m$ 进入 AE 的输入层，编码过程通过激活函数 $f(\cdot)$ 计算隐藏层的输出向量：

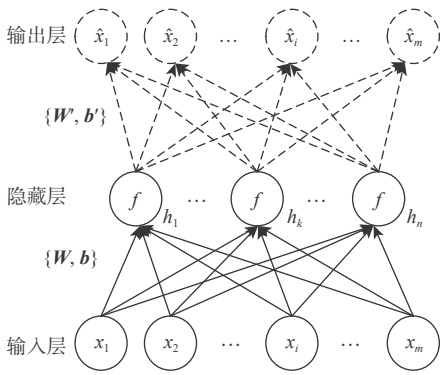



图 2　标准 AE 基本结构

Fig. 2　Basic structure of standard AE

$$\boldsymbol{h}=f(\boldsymbol{W}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{b}) \tag{2}$$

式中：$m$ 为训练输入的维度；$n$ 为隐藏层的维度；$\boldsymbol{W}$ 和 $\boldsymbol{b}$ 分别为输入层与隐藏层之间权重矩阵和偏置。

解码过程通过激活函数 $g(\cdot)$ 将隐藏层向量 $\boldsymbol{h}$ 逆向转换，重构输入信号：

$$\hat{\boldsymbol{x}}=g(\boldsymbol{W}'\boldsymbol{h}+\boldsymbol{b}') \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{W}'$ 和 $\boldsymbol{b}'$ 分别为隐藏层与输出层之间权重矩阵和偏置。

AE 的训练目标是寻找参数集 $\theta=\{\boldsymbol{W},\boldsymbol{b},\boldsymbol{W}',\boldsymbol{b}'\}$，使得输入数据 $\boldsymbol{x}$ 和重构数据 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 间的重构误差最小化，即

$$\{\boldsymbol{W},\boldsymbol{b},\boldsymbol{W}',\boldsymbol{b}'\}=\arg\min L(\boldsymbol{x},\hat{\boldsymbol{x}}) \tag{4}$$

式中：$L$ 为 $\boldsymbol{x}$ 和 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 的误差函数。

当重构误差足够小时，可认为此时隐藏层中包含的信息足够代替输入数据，如果 $n<m$，即能达到数据降维的目的。

SAE 由多层神经网络组成，其相对于传统的 AE，优势类似于深度学习和单层神经网络的区别。SAE 能逐层学习原始数据集中的内在特征，每一层都以低一层的表达为基础，从而更好地处理维度较高、复杂的任务。图 3 为 2 个 AE 堆叠而成的 SAE 模型，其中 SAE 模型为对称结构，上一层的输出作为下一层的输入。当原始数据输入到输入层后，先由第 1 隐藏层进行特征提取，并输出隐藏状态至第 2 隐藏层，再由第 2 隐藏层进行深层特征提取，利用第 3 隐藏层和输出层进行数据重构。

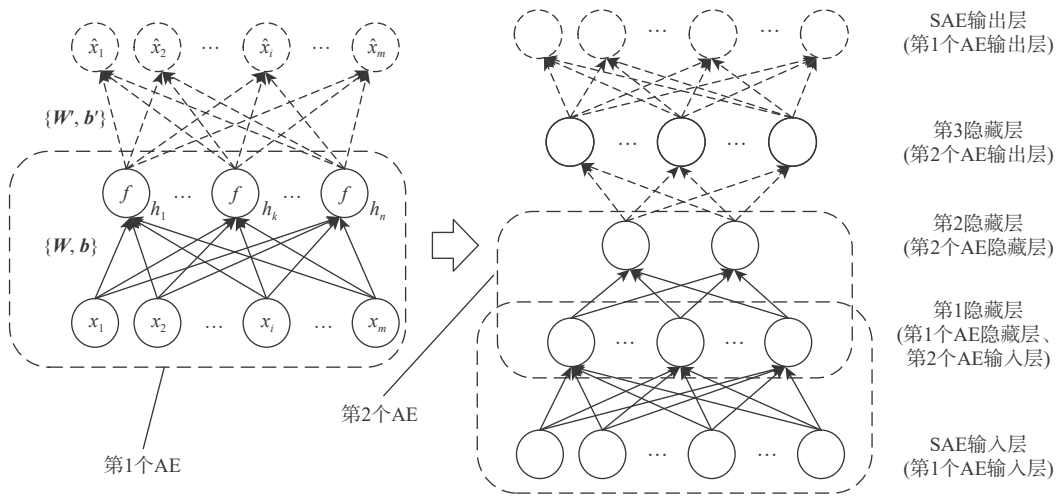



图 3　SSAE 建立过程

Fig. 3　Process of building SSAE

SSAE[18] 是在 SAE 的基础上采用 dropout 网络结构解决小样本的过拟合问题。图 4 为网络采用 dropout 结构前后的对比结果。通过在输入样本 $\boldsymbol{x}=[x_1,x_2,\cdots,x_i]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^m$ 后增加满足伯努利分布的神经元 $\boldsymbol{r}=[r_1,r_2,\cdots,r_i]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^m$，使得输入的神经元具有一定概率停止工作，增强模型的泛化能力，不会过分依赖于某些局部特征。

$$r_i=B(p) \tag{5}$$

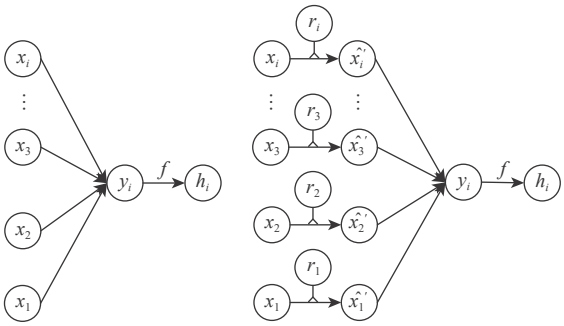


图 4 dropout 建立过程

Fig. 4 Process of building dropout

$$x_i' = r_i x_i \tag{6}$$

式中：$p$ 为 dropout 结构的稀疏比例；$r_i$ 为第 $i$ 个激活元的输出值；$x_i$ 为输入层中第 $i$ 个神经元的输入值；$x_i'$ 为输入层中引入 dropout 后的结果。

### 1.4 相似性匹配

相似性匹配过程是以构造的指标轨迹作为输入，与历史数据库中各发动机的特征指标数据进行基于时间序列的相似性计算[19]。相似性程度一般通过轨迹间的某种距离大小进行衡量，数值越小，表明轨迹间相似性越高。因此，可将相似性匹配过程分为相似性度量及相似性寻优 2 个过程。

假设历史数据库中共有 $n(n=1,2,\cdots,n)$ 台发动机全寿命测量传感器数据，某一台发动机的历史数据集样本量为 $L\times m$($L$ 为样本数据量，$m$ 为传感器数量)，待预测数据集样本量为 $k\times m$，对历史数据集 $n\times L\times m$ 及待预测数据集中样本分别进行同种特征提取操作，得到特征指标序列，如图 5 所示。

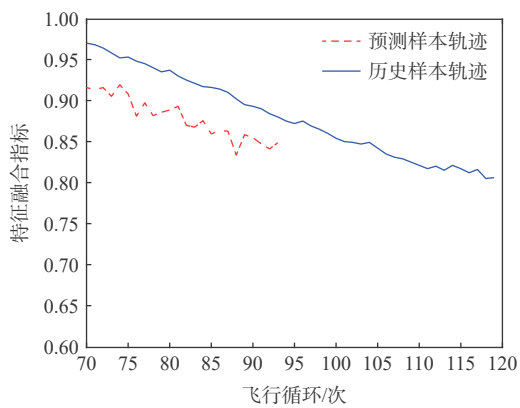



图 5 样本特征提取结果

Fig. 5 Results of extracting sample features

本文选取均方根误差 (root mean squared error, RMSE) 和平均绝对误差 (mean absolute deviation, MAE) 作为衡量相似性程度的指标。将历史数据库中的 $n$ 台发动机特征融合指标与预测数据集特征融合指标分别进行相似性匹配。假设在第 $i$ 台发动机特征指标轨迹中截取与预测特征指标相同样本长度的时间窗，利用截取片段与预测指标间的 RMSE 度量两轨迹间的相似性程度；单步滑动时间窗后，计算新时间窗内截取片段与预测指标间的 RMSE；不断滑动时间窗，直到全部覆盖第 $i$ 台发动机历史数据集特征指标数列。对比计算得到的 RMSE 大小，将最小 RMSE 所对应的片段作为匹配结果，从而实现相似性的全局搜索及寻优匹配，寻优结果如图 6 所示。

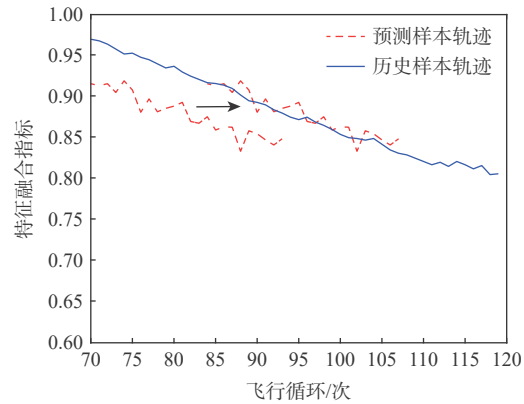



图 6 相似性匹配结果

Fig. 6 Similarity matching results

## 2 验证分析

### 2.1 验证数据

本文的验证数据采用 NASA 公布的 C-MAPSS 数据集，该数据集在发动机趋势分析预测领域应用广泛[20]。C-MAPSS 中，每组数据包括训练集、测试集和 RUL 3 部分，每台发动机均带有不同程度的初始磨损。本文采用编号为 FD001 的单一故障模式数据集，该数据集中包含 100 台全寿命训练数据、100 台部分测试数据和对应的真实 RUL，观测数据分为 21 个传感器变量时间序列，且序列长度各不相同，各传感器具体含义可参考文献 [20]。

### 2.2 预测参数选取

观察数据集特点可知，风扇进口总温等环境参数不随循环数的增加而改变，因此，在选取预测参数前，将这部分为定值的参数剔除掉。将剩下的 13 个参数重新排列并进行标准化处理，由于 FD001 号数据集中仅存在单一飞行条件下的各传感器数据，在标准化过程中无需考虑多工况的影响，本文选择的标准化公式如下：

$$X^d = \frac{x^d - \mu^d}{\sigma^d} \tag{7}$$

式中：$x^d$ 为输入数据样本的第 $d$ 维特征数据，$d\in\{1,2,\cdots,13\}$；$\mu^d$ 和 $\sigma^d$ 分别为 $x^d$ 的均值和标准差；$X^d$ 为输入数据样本的第 $d$ 维特征标准化后结果。最终得到原 21 个传感器输出参数中第 2、3、4、7、8、9、11、12、13、14、15、20、21 个传感器采集的参数。选取所有发动机中寿命周期最长的第 69 号发动

机，得到的 LPC 出口总温 T24、HPC 出口总压 P30 处理后结果如图 7 所示。

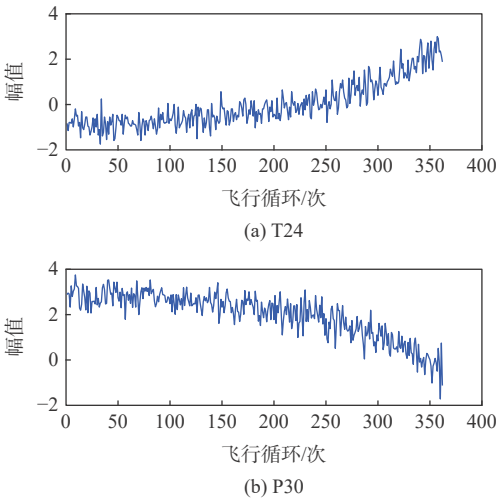



图 7　69 号发动机的 T24、P30 标准化结果

Fig. 7　Training set No.69 Engine's T24, P30 standardization results

将这 13 个传感器参数列为融合参数候选集，考虑所有参数的组合情况。采用遗传算法（genetic algorithm, GA）搜索最优融合参数集，借助所定义的特征融合指标与理想 RUL 之间的 SRCC 值进行寻优，寻优过程中的适应度函数$F$如下：

$$F=\frac{1}{\rho_s} \tag{8}$$

GA 各参数设置如表 1 所示，总流程如图 8 所示。

**表 1　GA 参数设定**

**Table 1　Parameter setting of GA**

| 种群规模 | 交叉概率 | 变异概率 | 进化代数 | 编码长度 |
|---|---|---|---|---|
| 13 | 0.88 | 0.01 | 40 | 13 |

通过对各代算子的交叉、变异，GA 的寻优结果如图 9 所示。根据寻优结果，可知其适应度函数最小值为 1.062 2，即其 SRCC 最大值为 0.941，所对应的最优融合参数集包含重新排列后的第 1、3、4、5、7、8、9、11、13 个参数。

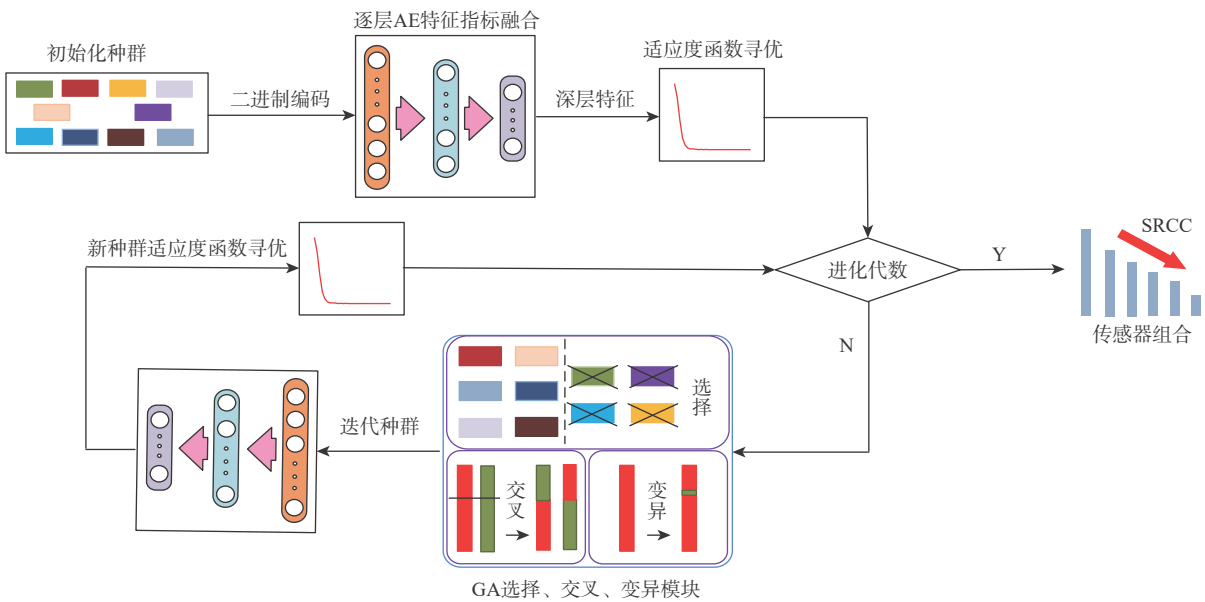



图 8　GA 寻优总流程

Fig. 8　GA optimization processing

## 2.3　特征提取过程

确定最优融合参数集后，采用 SSAE 模型对最优融合参数集内的 9 个传感器参数进行特征提取。对于 SSAE 模型，本文采用 2 个 AE 堆叠的结构，各 AE 的激活函数设为 sigmoid 函数，能够有效地将函数值大小压缩至 (0,1)，且保证数据幅度不存在问题，从而实现特征融合指标的构建；采用 purelin 函数作为各 AE 的激活函数，实现原数据的重构。SSAE 模型参数设置如表 2 所示，得到的指标融合结果如图 10所示。

选取所有发动机中寿命周期最长的 69 号发动机，比较融合后的特征融合指标和 13 个有效状态

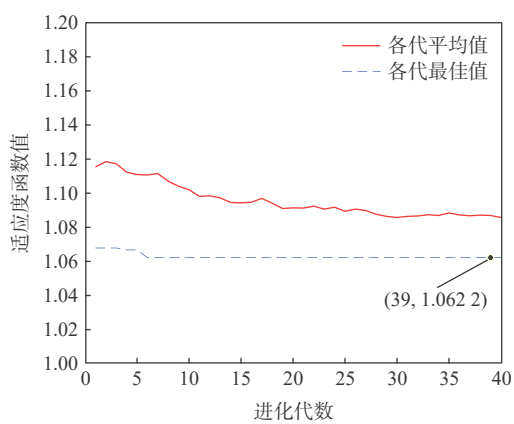



图 9　各代适应度函数变化

Fig. 9　Fitness function changes from generation to generation

表 2 SSAE 模型参数设定

Table 2 Parameter setting of SSAE model

| 参数 | 数值 |
|---|---|
| 输入层神经元个数 | 9 |
| 第1隐藏层神经元个数 | 4 |
| 第2隐藏层神经元个数 | 1 |
| 第3隐藏层神经元个数 | 4 |
| 输出层神经元个数 | 9 |
| 迭代轮次 | 100 |
| 编码器激活函数 | sigmoid |
| 解码器激活函数 | purelin |
| 稀疏参数 | 0.1 |

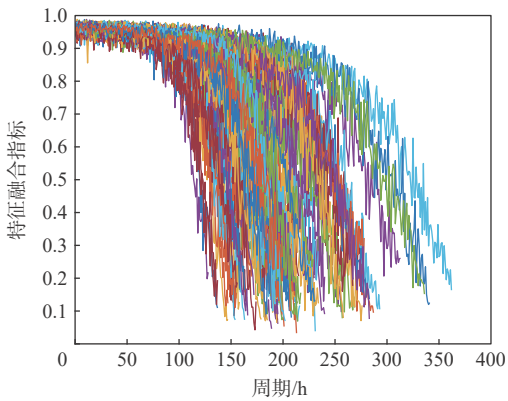



图 10 特征融合指标

Fig. 10 Feature synthesis indexes

参数间的优劣，结果如表 3 所示。

由表 3 可知，特征融合指标与理想 RUL 之间的 SRCC 为 0.941，其绝对值比其余 13 种有效状态参数更接近 1，相关性更好，更能有效地表征发动机性能退化。

### 2.4 RUL 预测结果

由于预测样本长度 $N$ 未知，且 $N$ 会影响预测结果。$N$ 太小，匹配结果可能是有偏的；$N$ 太大，易引入不相似样本，降低预测精度。因此，分别以多片段的均方根误差 RMSE 及 MAE 对参数 $N$ 进行寻优，寻优结果如图 11 和图 12 所示。

由图 11 和图 12 可知，RMSE 及 MAE 均随预测样本长度整体呈现上升趋势，且当 $N$ 分别为 24 和 27 时，RMSE 及 MAE 最小为 0.019 803 4、0.020 894 5。

分别选取训练集中前 40、60、80、100 号发动机作为数据库内总样本数量，对测试集中发动机做 RUL 预测。测试集预测样本长度按照相似性评定指标分别定为 24 和 27，若测试集内个别预测样本总长度不足 24 和 27，则选取全部样本作为待预测样本输入。图 13 为测试集下 RUL 真实值和预测值的对比情况，图中将发动机编号按照 RUL 的升序进行重排。可知，当真实 RUL<30 时预测精度较

表 3 SRCC 计算结果

Table 3 SRCC calculation results

| 传感器参数 | SRCC结果 |
|---|---|
| LPC出口总温$T_{24}$/℃ | −273.525 |
| HPC出口总温$T_{30}$/℃ | −273.482 |
| LPT出口总温$T_{50}$/℃ | −273.601 |
| HPC出口总压$P_{30}$/kPa | 0.112 |
| 风扇物理转速$N_f$/(r·min$^{-1}$) | −0.856 |
| 核心物理转速$N_c$/(r·min$^{-1}$) | 0.113 |
| HPC出口静压$P_{s30}$ | −0.125 |
| 燃油量与HPC出口静压比率$C_{Phi}$ | 0.833 |
| 修正风扇转速$N_{Rf}$/(r·min$^{-1}$) | −0.855 |
| 修正核心转速$N_{Rc}$/(r·min$^{-1}$) | 0.551 |
| 涵道比$r_{BPR}$ | −0.744 |
| HPT冷却引气流量$W_{31}$/(kg·s$^{-1}$) | 1.62 |
| LPT冷却引气流量$W_{32}$/(kg·s$^{-1}$) | 1.62 |

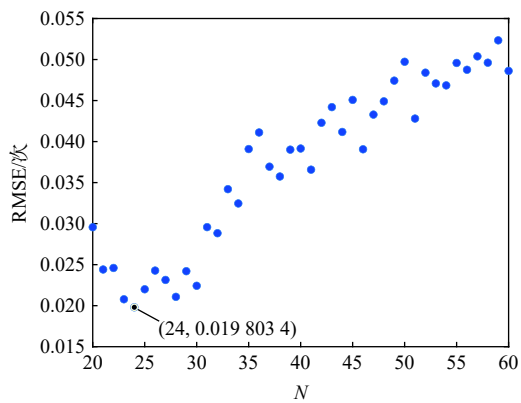



图 11 不同预测样本长度的 RMSE 比较

Fig. 11 RMSE comparison of different predicting sample length

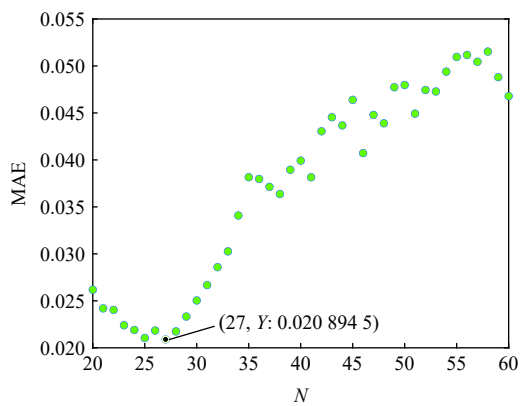



图 12 不同预测样本长度的 MAE 比较

Fig. 12 MAE comparison of different predicting sample length

高，且随着 RUL 增加整体误差呈上升趋势。表 4 为 RMSE 和 MAE 指标下的预测平均误差。通过数据库的相似性匹配预测可以明显发现，RMSE 作为指标的预测效果优于 MAE 作为指标的预测效果，且历史数据越充分，预测误差越小，因此，逐步扩充

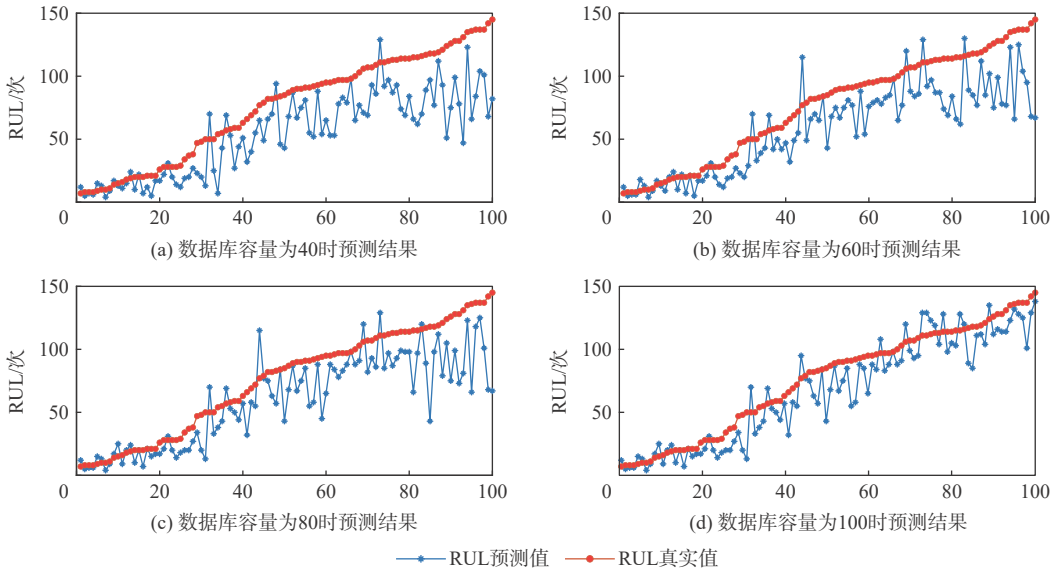



图 13　数据库容量为 40、60、80、100 时的预测结果

Fig. 13　Prediction results when size of database is 40, 60, 80 and 100

**表 4　不同数据库大小的测试集结果**

**Table 4　Experimental results of different database size**

| 数据库容量 | RMSE/次 | MAE/次 |
|---|---|---|
| 40 | 23.40 | 25.30 |
| 60 | 20.85 | 20.32 |
| 80 | 18.64 | 19.25 |
| 100 | 17.08 | 17.36 |

数据库可以使预测精度趋于准确。

### 2.5　比较分析

为了进一步说明本文方法的有效性和可行性，采用性能指标分数 $S$ 对方法进行评估。$S$ 是 C-MAPSS 数据集原文中提出的更适合用于发动机 RUL 预测的评价指标，其表现了对 RUL预测误差的不同惩罚力度。如果模型预测结果高估了 RUL，所受的惩罚要大于同误差下低估了 RUL，这是因为不及时维修造成的灾难性后果要远严重于维修过度的后果，符合航空发动机的风险规避特性，如式(9) 所示：

$$S=\begin{cases}\sum_{i=1}^{n}\left(\mathrm{e}^{-\frac{\hat{y}_i-y_i}{13}}-1\right) & \hat{y}_i-y_i<0\\ \sum_{i=1}^{n}\left(\mathrm{e}^{\frac{\hat{y}_i-y_i}{10}}-1\right) & \hat{y}_i-y_i>0\end{cases} \tag{9}$$

式中：$y_i$为实际 RUL；$\hat{y}_i$为预测 RUL。

将获得的结果与当前公开的一些研究成果进行对比，包括多层感知机(MLP)[15]、支持向量回归(SVR)[15]、深度长短期记忆网络(DLSTM)[15]、深度卷积网络与长短期记忆网络结合(CNN+LSTM)[15]、深度卷积网络(DeepCNN)[21]、传统的隐马尔可夫模型(HMM)[21] 在相同数据集上的预测性能。对比结果如表 5 所示。由对比结果可知，尽管本文方法相对于对比方法准确率不是最高，但效果依然不错，且在 Score 指标下表现优异，能及时有效地预测发动机的 RUL，减少灾难性事故发生的概率。

**表 5　各类方法比较**

**Table 5　Comparison of different methods**

| 方法 | RMSE/次 | $S$ |
|---|---|---|
| MLP[15] | 25.23 | 1 205 |
| SVR[15] | 20.96 | 1 381 |
| DLSTM[15] | 18.33 | 655 |
| CNN+LSTM[15] | 16.36 | 443 |
| DeepCNN[21] | 18.45 | |
| HMM[21] | 45.11 | |
| 本文 | 17.08 | 391 |

## 3　结　论

本文提出了一种基于 SSAE 与相似性匹配的航空发动机 RUL 预测方法。基于 SRCC 指标，利用 GA 全局搜索最优融合参数集；利用 SSAE 的深层特征提取能力训练得到特征融合指标；通过相似性匹配的方法寻找最优的预测样本长度，并结合历史数据库内样本轨迹实现 RUL 预测。利用 C-MAPSS 数据集进行验证，得到以下结论：

1）通过 SSAE 数据融合方法生成的特征特征融合相比于单参数能更有效地表征发动机的性能退化，使得预测的结果更具有参考价值。

2）利用 SSAE 的堆叠结构，结合逐层贪婪训练算法，挖掘出数据间内在的本质信息；利用 dropout 技术，使得整个训练结果拥有更好的鲁棒性，有效减少了小样本的过拟合现象。

3）SSAE能够自适应地提取系统健康指标，具有通用性。在训练过程中采用无监督方式，不需要人工设计标签，节省操作时间。

## 参考文献（References）


[1] KORDESTANI M, SAIF M, ORCHARD M E, et al. Failure prognosis and applications—A survey of recent literature[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2021, 70(2): 728-748.

[2] PENG Y Z, WANG Y, ZI Y Y. Switching state-space degradation model with recursive filter/smoother for prognostics of remaining useful life[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(2): 822-832.

[3] ELLEFSEN A L, BJØRLYKHAUG E, ÆSØY V, et al. Remaining useful life predictions for turbofan engine degradation using semi-supervised deep architecture[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 183: 240-251.

[4] ZIO E. Prognostics and health management (PHM): Where are we and where do we (need to) go in theory and practice[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 218: 108119.

[5] HU Y, MIAO X W, SI Y, et al. Prognostics and health management: A review from the perspectives of design, development and decision[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 217: 108063.

[6] LI H, ZHAO W, ZHANG Y X, et al. Remaining useful life prediction using multi-scale deep convolutional neural network[J]. Applied Soft Computing, 2020, 89: 106113.

[7] SUN W J, ZHAO R, YAN R Q, et al. Convolutional discriminative feature learning for induction motor fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2017, 13(3): 1350-1359.

[8] EL-THALJI I, JANTUNEN E. A summary of fault modelling and predictive health monitoring of rolling element bearings[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2015, 60-61: 252-272.

[9] 谭治学, 钟诗胜, 林琳. 多源数据融合的民航发动机修后性能预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1106-1113.
TAN Z X, ZHONG S S, LIN L. Commercial aircraft engine post-repairing performance prediction based on fusion of multisource data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1106-1113(in Chinese).

[10] MUNEER A, TAIB S M, NASEER S, et al. Data-driven deep learning-based attention mechanism for remaining useful life prediction: Case study application to turbofan engine analysis[J]. Electronics, 2021, 10(20): 2453.

[11] 赵洪利, 张猛. 基于随机维纳过程的航空发动机性能衰退研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 488-494.
ZHAO H L, ZHANG M. Performance degradation of aeroengines based on stochastic Wiener process[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3): 488-494(in Chinese).

[12] 杜方舟, 孙有朝, 郭媛媛, 等. 基于数据的航空发动机排气温度裕度及剩余寿命计算方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2456-2464.
DU F Z, SUN Y C, GUO Y Y, et al. Calculation method of aero-engine exhaust gas temperature margin and remaining life based on data[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2456-2464(in Chinese).

[13] 赵洪利, 陈天铭, 郑涅. 基于特征融合多阶段相似的发动机寿命预测[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(5): 1430-1436.
ZHAO H L, CHEN T M, ZHENG N. Engine life prediction based on multi-stage similarity of comprehensive index[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(5): 1430-1436(in Chinese).

[14] 李京峰, 陈云翔, 项华春, 等. 基于LSTM-DBN的航空发动机剩余寿命预测[J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(7): 1637-1644.
LI J F, CHEN Y X, XIANG H C, et al. Remaining useful life prediction for aircraft engine based on LSTM-DBN[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(7): 1637-1644(in Chinese).

[15] 李杰, 贾渊杰, 张志新, 等. 基于融合神经网络的航空发动机剩余寿命预测[J]. 推进技术, 2021, 42(8): 1725-1734.
LI J, JIA Y J, ZHANG Z X, et al. Remaining useful life prediction of aeroengine based on fusion neural network[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8): 1725-1734(in Chinese).

[16] 洪骥宇, 王华伟, 倪晓梅. 基于降噪自编码器的航空发动机性能退化评估[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 2041-2048.
HONG J Y, WANG H W, NI X M. Assessment of performance degradation for aero-engine based on denoising autoencoder[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 2041-2048(in Chinese).

[17] 房友龙, 贺星, 刘东风, 等. 燃气轮机健康状态组合法综合评价[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1903-1913.
FANG Y L, HE X, LIU D F, et al. Combinatorial comprehensive assessment of gas turbine health condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(8): 1903-1913(in Chinese).

[18] 刘渊, 余映红, 田彦云, 等. 航空发动机排气温度基线建模新方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 16-25.
LIU Y, YU Y H, TIAN Y Y, et al. Investigation on new method for baseline modelling of aeroengine exhaust gas temperature[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 16-25(in Chinese).

[19] ZHANG Q, TSE P W T, WAN X, et al. Remaining useful life estimation for mechanical systems based on similarity of phase space trajectory[J]. Expert Systems with Applications, 2015, 42(5): 2353-2360.

[20] SAXENA A, GOEBEL K, SIMON D, et al. Damage propagation modeling for aircraft engine run-to-failure simulation[C]//Proceeding of the 2008 International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-9.

[21] 彭开香, 皮彦婷, 焦瑞华, 等. 航空发动机的健康指标构建与剩余寿命预测[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(4): 713-720.
PENG K X, PI Y T, JIAO R H, et al. Health indicator construction and remaining useful life prediction for aircraft engine[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(4): 713-720(in Chinese).

# Remaining useful life prediction of aeroengine based on SSAE and similarity matching

WANG Kun，GUO Yingqing*，ZHAO Wanli，ZHOU Qifan，GUO Pengfei

(School of Power and Energy，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710129，China)

**Abstract**：As a highly complex thermal machinery, the prognosis of the remaining useful life (RUL) of an aero-engine is often used as an important guarantee to improve safety and economy. In order to increase the engine's remaining usable life prediction accuracy, a strategy based on stacked sparse autoencoders (SSAE) and similarity matching is proposed in this study. Firstly, Spearman's rank correlation coefficient (SRCC) is utilized as a fitness function and optimizes the candidate set of fusion parameters through a genetic algorithm (GA). The SSAE fuses the optimal parameter set in order to generate the feature comprehensive index. The results of the life prediction are then obtained by using the similarity matching approach to search the history database worldwide for the best matching trajectory. Finally, the C-MAPSS dataset published by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) is obtained to verify the validity of the fusion index and method.

**Keywords**：aeroengine；remaining useful life；stacked sparse autoencoders；Spearman's rank correlation coefficient；similarity matching

**Received**：2021-12-08；**Accepted**：2022-03-04；**Published Online**：2022-03-22 16：59

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220321.2029.004.html

**Foundation item**：National Science and Technology Major Project (J2019-V-0003-0094)

* **Corresponding author**. E-mail：yqguo@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0744

# 基于三次样条插值的扩展谱减语音增强算法

周坤[1,2]，陈文杰[1,2,*]，陈伟海[3]，林岩[3]，孙先涛[1,2]

(1. 安徽大学 电气工程与自动化学院，合肥 230601；2. 安徽大学 安徽省人机共融系统与智能装备工程实验室，合肥 230601；
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

**摘　　要**：语音识别系统易受噪声影响，采用谱减法等传统语音增强算法滤除噪声，但存在“音乐噪声”的困扰。针对该类问题，提出一种基于分数阶傅里叶与三次样条插值的语音增强算法。对语音进行分数阶傅里叶变换，并采用谱减法对含噪语音进行预处理，通过基于维纳滤波的噪声估计器来估计噪声，实现噪声的迭代更新；采用三次样条插值将含噪语音与估计噪声进行函数化；将函数化后的含噪语音与估计噪声进行几何谱减法处理，获得纯净语音。仿真结果显示：与传统的语音增强算法相比，所提算法在改善“音乐噪声”的问题上效果明显，同时也改善了语音可懂性和语音质量。

**关　键　词**：语音增强；三次样条插值；维纳滤波；几何谱减法；智能控制
**中图分类号**：TN912.35
**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2826-09

语音信号包含丰富的人的思想信息。人们借助语音可非接触地交流各种意图甚至感情。语音的这种特性在人机交互中同样有效。外骨骼作为典型的人机交互平台，需要准确获取人体运动意图信息，并据此进行操控。与其他感知方式相比，语音更容易将人的运动意图信息直接传给外骨骼上的控制系统[1]。因此，准确的语音识别[2]对外骨骼的人机交互的有效性至关重要。

然而，外骨骼常需在复杂噪声环境中工作。周围环境噪声的影响极易导致语音识别准确度降低，从而影响外骨骼的控制精度。为消除噪声，传统的语音增强算法(如谱减法)常被研究者使用，其目的就是将噪声从语音中滤除，从而得到纯净语音，但这些算法存在“音乐噪声”，即残余噪声的困扰。因此，如何有效消除“音乐噪声”，准确获得人的运动意图，已成为基于语音识别的人机交互成功的关键。

语音增强算法可以分为2类：单通道语音增强[3]和多通道语音增强[4]。谱减[5](spectral subtraction, SS)法、维纳滤波[6](Wiener filter, WF)法是最常见的单通道语音增强算法；多通道语音增强算法主要采用固定波束形成[7]与自适应波束形成[8]，能适应更复杂的声学环境。此外，机器学习也被运用于语音增强算法中，如基于隐马尔可夫模型的语音增强[9]、基于深层神经网络的语音增强[10]。机器学习需要大量的训练数据集，不同大小的数据集会影响系统性能。

传统SS法将前几帧的语音取平均值，作为估计噪声。然而，一段话的噪声是随机变化的，当实际信号比估计噪声大时，就会在波形中表现为一个个的尖峰；当实际信号比估计噪声小时，SS法将负值进行置零处理，但会使得频域上出现与语音信号不相关的噪声信号，听起来像固定时间间隔的多频音，类似“音乐”，又叫“音乐噪声”。针对“音乐噪声”的问题，研究者提出了许多解决方法。Berouti等[11]对噪声谱使用过减技术，并将谱减后的负值设为线

**收稿日期**：2021-12-12；**录用日期**：2022-04-05；**网络出版时间**：2022-04-21 11:56
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1420.002.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (51975002)
* **通信作者**. E-mail：wjchen@ahu.edu.cn

*引用格式：周坤，陈文杰，陈伟海，等. 基于三次样条插值的扩展谱减语音增强算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2826-2834. ZHOU K，CHEN W J，CHEN W H，et al. Extended subtraction speech enhancement based on cubic spline interpolation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2826-2834 (in Chinese).*

性函数, 减少“音乐噪声”, 但在低信噪比(signal to noise ratio, SNR)环境下效果较差; 2008 年, Lu 和 loizou[12] 提出了几何谱减法(geometric spectrum subtraction algorithm, GA), 根据语音之间的关系得到新的增益函数, 从而有效抑制“音乐噪声”, 但是该方法会使语音失真, 降低语音可懂性; 多频带谱减[13](multiband spectrum subtraction, MSS)法, 将频谱分成互不重叠的频带, 在每个频带内分别进行谱减; Sim 等[14] 提出最小均方误差(minimizing mean square error, MMSE)谱减, 能够在均方意义下选择合适的谱减参数; 自适应谱减[15](adaptive spectral subtraction, ASS)法使用自适应指数将增益函数做平滑。虽然这些算法在减少“音乐噪声”上的效果较好, 但在语音中出现了失真的情况, 且在低信噪比下效果较差。

语音信号是非稳定信号, 仅使用傅里叶变换不能很好地分析其声学特征, 因此, 短时傅里叶变换被提出, 但是短时傅里叶的性能与窗函数的选取有直接关系, 不能反映信号的突变情况。

为了降低“音乐噪声”对语音的影响, 改善语音质量, 提高语音可懂度, 提高信噪比, 得到更准确的声学特征, 本文采用分数阶傅里叶变换(fractional Fourier transformation, FrFT)处理语音信号, 改进维纳滤波形成新的噪声估计器, 对噪声进行更新迭代, 并对含噪语音及估计噪声进行基于三次样条插值(cubic spline interpolation, CSI)的函数化处理, 通过 GA 得到纯净语音。函数化后的信号与二阶导数结合需要进行加权处理, 然而在不同的噪声环境下, 加权因子的权重不同, 本文设计了自适应的加权权值, 针对不同的噪声信号能自适应改变加权因子的数值。实验证明, 在低信噪比环境下, 本文算法效果明显, 且能适应不同噪声环境。

# 1　基本原理

## 1.1　分数阶傅里叶变换

FrFT 是一种时频分析方法, 能将信号的时域信息与频域信号很好地表达出来。FrFT 可以看作是时域上信号绕原点逆时针旋转任意角度所得, 当旋转角度为 π/2 时, FrFT 就为傅里叶变换, 因此, 傅里叶变换是 FrFT 的一种特殊情况。信号 $x(t)$ 的 FrFT 定义为

$$F_p(u)=F^p[x(t)]=\int_{-\infty}^{+\infty}R_p(t,u)x(t)\mathrm{d}t \tag{1}$$

式中: 变换核函数 $R_p(t,u)$ 为

$$R_p(t,u)=\begin{cases}A_\theta \mathrm{e}^{\mathrm{j}\pi[u^2\cot\theta-2ut\csc\theta+t^2\cot\theta]} & \theta\neq n\pi\\ \delta(t-u) & \theta=2n\pi\\ \delta(t+u) & \theta=(2n+1)\pi\end{cases} \tag{2}$$

其中: $A_\theta=\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\frac{\pi}{4}\mathrm{sgn}(\sin\theta)+\mathrm{j}\frac{\theta}{2}}\big/|\sin\theta|^{\frac{1}{2}}$, $\theta=p\pi/2$。

## 1.2　维纳滤波

假设噪声为加性噪声, $x(t)$ 为纯净语音, $d(t)$ 为噪声, 则含噪语音 $y(t)$ 可以表示为

$$y(t)=x(t)+d(t) \tag{3}$$

维纳滤波就是设计滤波器 $h(t)$, 从而获得理想的纯净语音:

$$\hat{x}(t)=h(t)y(t) \tag{4}$$

式中: $\hat{x}(t)$ 为估计的纯净语音。

为了求出 $h(t)$ 的表达式, 需要 $x(t)$ 和 $\hat{x}(t)$ 的均方误差最小, 再经过离散傅里叶变换(discrete Fourier transform, DFT), 得到 $H(m,k)$ 的表达式为

$$H(m,k)=\frac{P_X(m,k)}{P_X(m,k)+P_D(m,k)} \tag{5}$$

式中: $P_X$ 为语音功率谱密度; $P_D$ 为噪声功率谱密度; $m$ 为帧数; $k$ 为频率。

## 1.3　三次样条插值

插值是将离散数据进行逼近的过程, 目的是为了构造通过离散数据的函数, 从而得到近似的直线或曲线, 来估计数据近似值。常见的插值方法有牛顿插值[16]、拉格朗日插值[17]、Hermite 插值[18]。本文采用三次样条插值[19] 估计语音采样点, 减少拟合函数与实际序列的误差。

定义序列 $x$ 与函数 $y$, 其中, $x$ 的节点为 $x_0,x_1,\cdots,x_n$ 且 $x_0<x_1<\cdots<x_n$, 对应的 $y$ 的节点为 $y_0,y_1,\cdots,y_n$。$x$ 与 $y$ 之间存在函数关系: $y_i=f(x_i)$, $i=0,1,\cdots,n$。三次样条插值表示为每 2 个节点之间的函数, 即在每个分段区间 $[x_i,x_{i+1}]$ 中, $f(x)=f_i(x)$, 并且 $f(x)$, $f'(x)$, $f''(x)$ 都在区间内连续, 即 $f(x)$ 的曲线光滑。$n$ 个三次多项式分段可以表示为

$$f_i(x)=a_i(x-x_i)^3+b_i(x-x_i)^2+c_i(x-x_i)+d_i \tag{6}$$

要确定 $n$ 个区间的三次样条函数, 需要求出 $4n$ 个未知参数: $a_i$、$b_i$、$c_i$、$d_i$。可以根据插值的连续性及微分的连续性得到 $4n-2$ 个条件:

$$\begin{cases}f_i(x_i)=y_i\\ f_i(x_{i+1})=y_{i+1}\\ f_i'(x_{i+1})=f_{i+1}'(x_{i+1})\\ f_i''(x_{i+1})=f_{i+1}''(x_{i+1})\end{cases} \tag{7}$$

剩余 2 个条件为在 $x_0$ 与 $x_n$ 处的边界条件。

## 2 语音增强算法

### 2.1 FrFT 最优阶确定

FrFT 能选取信息最集中的部分进行分析，对于语音信号则能使语音的能量聚集在一起，而对于噪声信号，能量较低，聚集性能较差，因此能用 FrFT 进行语音增强处理。FrFT 的能量聚集性能与最优变换阶数 $p$ 相关，本文根据最小均方误差选取合适的变换阶数。假设信号 $x(t)$ 的 $M$ 点 $p$ 阶 FrFT 为 $X(m), m=1,2,\cdots,M$，将其归一化得到

$$J_p(m)=\frac{|X_p(m)|^2}{\sum_{i=1}^{M}|X_p(i)|^2} \tag{8}$$

信号 $x(t)$ 前 $M$ 的均值为

$$Q=\frac{\sum_{m=1}^{M}J_p(m)}{M} \tag{9}$$

则最小均方差为

$$\mathrm{Var}(X,p)=\min\left\{\sum_{m=1}^{M}\left(J_p(m)-Q\right)^2\right\} \tag{10}$$

阶数 $p$ 是 [0.5,1.5] 之间的有界数字，将步长设为 0.01，当Var最小时得到最佳阶数 $p$。

### 2.2 改进维纳滤波

传统的噪声估计都是利用语音信号前端无话段，在无话段中取出若干帧的信号作为噪声信号，但这种估计噪声的方法并不能很好地反映噪声。为此，本文将维纳滤波器修改，作为噪声估计器，而不是用来增强语音。在频域中，维纳滤波传递函数表达式如下：

$$H(m,k)=\frac{|X(m,k)|^2}{|X(m,k)|^2+\left|\hat{D}(m,k)\right|^2} \tag{11}$$

可将式 (11) 改为

$$H(m,k)=\frac{\left|\hat{D}(m,k)\right|^2}{|X(m,k)|^2+\left|\hat{D}(m,k)\right|^2} \tag{12}$$

这样就能将维纳滤波作为新的噪声估计器，而不是用来语音降噪。噪声估计的准确性取决于 $\left|\hat{D}(m,k)\right|^2$ 与实际噪声的误差，若误差较大，会造成语音失真或者降噪效果不明显。因此，维纳滤波噪声估计器可以将传递函数改进为

$$H(m,k)=\left(\frac{\left|\hat{D}(m,k)\right|^2}{|X(m,k)|^2+\alpha\left|\hat{D}(m,k)\right|^2}\right)^{\beta} \tag{13}$$

式中：$\alpha$ 为噪声修正因子，用于减少估计噪声与实际噪声之间的误差，通常为大于 0 的常数；$\beta$ 为传递函数修改因子，能更好地结合 SS 法进行噪声估计。在本文中，为使改进的维纳滤波控制更为可控，$\alpha=2.7$, $\beta=0.5$。

将经过维纳滤波噪声估计器后所得到的噪声，进行更新迭代。具体是将当前帧与前一帧的噪声结果进行平滑处理：

$$\hat{D}(m,k)=\varepsilon D(m-1,k)+(1-\varepsilon)D(m,k) \tag{14}$$

式中：$\varepsilon$ 为平滑因子，加入平滑因子能使维纳滤波器适应噪声的快速变化，减少噪声高估的风险。经过试验，本文中 $\varepsilon$ 的值取为 0.75。

### 2.3 基于三次样条插值的语音信号

三次样条插值是将信号序列进行分段，并将每一段都转换为光滑的曲线，且在节点处保证是光滑的，即导数存在。图 1 给出某一频率下语音信号中的 10 帧，采用不同的插值方法进行处理。可以看出，三次样条差值法得出的曲线更平滑，且更符合语音信号的幅值变化，非常适合运用在处理非平稳信号的过程中。

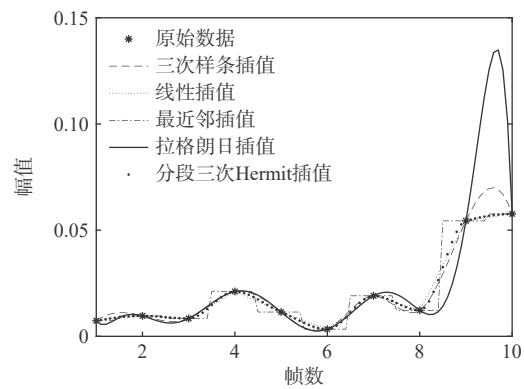



图 1 插值方法比较

Fig. 1 Comparison of interpolation algorithms

经过函数化处理后的信号一阶导数可以表示为：$\partial f/\partial x=f(x+1,y)-f(x,y)$，从式中可以看出，一阶导数与相邻信号有直接关系。而二阶导数 $\partial^2 f/\partial x^2=f(x+1,y)+f(x-1,y)-2f(x,y)$ 表明信号的二阶导数与信号相邻两端直接相关。经过三次样条插值函数化后的函数二阶导数存在，体现在噪声中，表明当前帧的噪声信号与前后两帧信号相关。将二阶导数与原函数相加融合，使函数既能反映信号的变化，又能更全面地展示语音信号的信息。因为二阶导数只是相邻两帧的加减，且经过幅值归一化处理，所以并不会影响信号的波形变化。

本文将语音信号的每一帧作为三次样条插值的节点，对含噪语音 $Y(m,k)$ 和估计噪声 $\hat{D}(m,k)$ 进行函数化处理，其中，$m=0,1,\cdots,n$。以含噪语音 $Y(m,k)$ 为例，根据对应的函数关系式，在每个区间 $[Y(m-1,k),Y(m,k)]$ 中都存在等式 $f[Y(m,k)]=$

$f_{m-1}[Y(m,k)]$, 且满足:

$$\widehat{Y}(m,k)=f[Y(m,k)] \tag{15}$$

可以得到含噪语音经过三次样条插值函数化后的信号, 该信号是光滑的曲线, 一阶导数、二阶导数存在。同理, 对于估计噪声$\hat{D}(m,k)$有

$$\widehat{D}(m,k)=h[\hat{D}(m,k)] \tag{16}$$

式 (7) 可改为

$$\begin{cases} f_m[Y(m,k)]=\widehat{Y}(m,k) \\ f_m[Y(m+1,k)]=\widehat{Y}(m+1,k) \\ f'_m[Y(m+1,k)]=f'_{m+1}[Y(m+1,k)] \\ f''_m[Y(m+1,k)]=f''_{m+1}[Y(m+1,k)] \end{cases} \tag{17}$$

与

$$\begin{cases} h_m[\hat{D}(m,k)]=\widehat{D}(m,k) \\ h_m[\hat{D}(m+1,k)]=\widehat{D}(m+1,k) \\ h'_m[\hat{D}(m+1,k)]=h'_{m+1}[\hat{D}(m+1,k)] \\ h''_m[\hat{D}(m+1,k)]=h''_{m+1}[\hat{D}(m+1,k)] \end{cases} \tag{18}$$

由于语音信号前端无话段的信号较低, 可以将边界条件设为自由边界, 即$f'[Y(0,k)]=m_0^Y$, $f'[Y(n,k)]=m_n^Y$, 并将$m_0^Y$取值为 0, $m_n^Y$取值为 0。同理, 对于$h'[\hat{D}(0,k)]=m_0^D$, $h'[\hat{D}(n,k)]=m_n^D$, 也有$m_0^D$=0, $m_n^D$=0。

对式 (15) 和式 (16) 加上对应的二阶导数, 得到新的函数表达式:

$$\tilde{Y}(m,k)=\sigma_Y\widehat{Y}''(m,k)+\mu_Y\widehat{Y}(m,k) \tag{19}$$

式中: $\sigma$、$\mu$为加权因子。

$$\tilde{D}(m,k)=\sigma_D\widehat{D}''(m,k)+\mu_D\widehat{D}(m,k) \tag{20}$$

### 2.4　算法流程

图 2 为本文提出的基于三次样条插值扩展谱减(extended spectrum subtraction based on cubic spline interpolation, CSI-SS)算法框图。首先, 采用 FrFT, 并对含噪语音进行传统谱减处理, 再将谱减后的语音与维纳滤波噪声估计器的估计噪声结合, 得到新的含噪语音, 其中, 第 1 次的噪声为原始语音信号前端噪声段估计所得。然后, 将新的含噪语音通过改进维纳滤波控制器进行噪声更新, 并将更新后的噪声进行平滑处理, 返回平滑噪声进行噪声更新。最后, 经过上述处理, 得到实时的更新噪声, 对其经过三次样条插值函数化处理, 同时对原始的含噪语音进行三次样条插值函数化处理, 并与函数的二阶导数相加融合成新的序列, 将 2 个序列作为 GA 算法的原始语音及估计噪声, 通过 GA 算法进行语音增强, 从而得到纯净语音。

在时间复杂度方面, 语音信号经过分帧加窗变为 2 维数据, SS 法、相位谱补偿(phase spectrum compensation, PSC)算法、GA 算法的时间复杂度为$O(n)$, 而该维度下快速傅里叶变换时间复杂度为$O(n^2\log n)$, 因此, 传统算法总的时间复杂度为$O(n^2\log n)$。对于同样的语音信号, CSI-SS 算法的时间复杂度为$O(n^2)$, FrFT 的时间复杂度同样为$O(n^2\log n)$, 因此, 本文算法的时间复杂度与传统算法相同。其中, 三次样条插值的运算时间与节点点数呈线性相关, 导致 CSI-SS 在运算时间上略长于传统算法, 但在可接受的范围内。

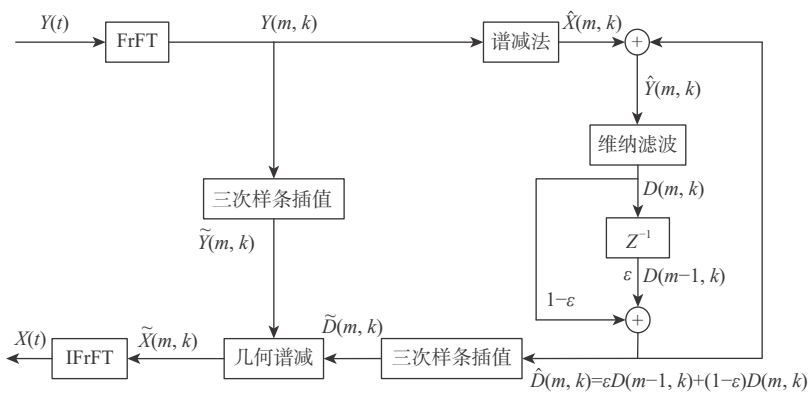



图 2　本文算法框图

Fig. 2　The proposed algorithm block diagram

## 3　实验结果与分析

本文选用的纯净语音来自北京航空航天大学的语音样本, 采样频率为 8 kHz, 时长为 4 s。噪声采用 noise-92 中的 white、pink、volvo、f16 等 4 种噪声生成信噪比为−5～20 dB 的含噪语音。分别采用不同算法进行降噪处理, 并与本文提出的 CSI-SS 算法比较。每种算法都结合语音质量感知评价[20](perceptual evaluation of speech quality, PESQ)、短时客观可懂性[21](short-time objective intelligibility,

STOI)来衡量语音的性能，并通过语谱图进行比较。

### 3.1 FrFT 最优阶选取

对语音信号分帧，帧长为 200，帧移为 80，本文在 $p$ 为 [0.5,1.5] 范围内每 10 帧确定局部最优阶数。根据噪声的不同，选取的最优阶数也不同。图 3 为最优阶数情况下各阶数的语音增强效果比较。

图 3 为语音叠加 white 噪声，在信噪比为−5 dB 环境下经过不同阶数傅里叶变换后的语音增强波形。其中，浅色波形表示最优阶数 $p$，深色波形为对照组，在 [0.5,1.5] 区间，步长 0.25 取一个点。

从图 3 中可以看出，最优阶数下的语音增强效果最好，语音信号的前端与尾端中噪声信号的幅值较小，且信号中的毛刺较少。当 FrFT 的阶数为 1 时，FrFT 表示为快速傅里叶变换，可以看到波形的尾端噪声幅值较大。

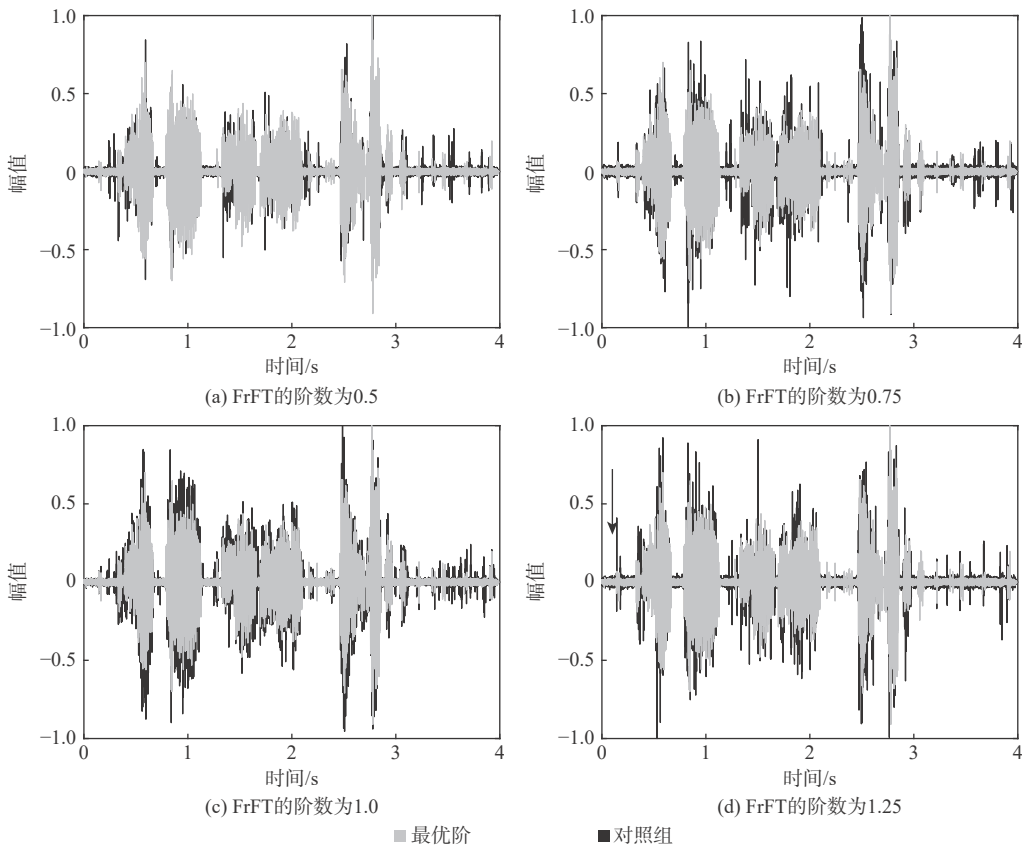



图 3 不同阶数与最优阶数的比较

Fig. 3 Comparison between different order and optimal order

### 3.2 加权因子$\sigma$、$\mu$的选取

为了适应不同的噪声环境，获得更好的语音增强结果，根据式 (19) 和式 (20) 找出合适的权值$\sigma$和$\mu$。

将权值设置为 [0,1] 之间的有界数值，每次的检索长度为 0.01，把不同噪声的权值组合记为 $(\sigma^i,\mu^i)$，$i=1,2,\cdots,N$。将这些权值组合代入式 (14) 和式 (15)，得到纯净语音。为了得到最优的权值组合，将信噪比增量、PESQ、STOI 3 个评价指标的结果相加组成新的语音质量检测指标，记为$\varsigma$，通过比较不同权值下的$\varsigma$值的大小得到最优的$\sigma$和$\mu$。由于存在 4 个变量，本文将$\sigma_D$与$\mu_D$的值固定中间值 0.5，先计算出最优的$\sigma_Y$和$\mu_Y$的值，再由固定$\sigma_Y$、$\mu_Y$得到最优$\sigma_D$、$\mu_D$。

从表 1 中可以看出，对于含噪语音信号，权值$\sigma_Y$较大，使得信号包含信息更全面；对于噪声信号，权值$\sigma_D$较小，更能反映噪声的变换，体现了信号的相关性。

表 1 语音加权权值

Table 1 Speech weighted weight

| 噪声 | $\sigma_Y$ | $\mu_Y$ | $\sigma_D$ | $\mu_D$ |
|---|---|---|---|---|
| white | 0.99 | 0.18 | 0.75 | 0.22 |
| pink | 0.97 | 0.44 | 0.77 | 0.16 |
| f16 | 0.98 | 0.59 | 0.73 | 0.32 |
| volvo | 1.00 | 0.20 | 0.86 | 0.40 |

### 3.3 时域波形与语谱图分析

语谱图表示为语音的频谱随时间的变化曲线，是语音信号经过离散傅里叶变化后的一种可视化图形。图 4 为信噪比−5 dB 的 white 噪声环境下，含噪语音、纯净语音及采用不同语音增强算法改进后的语音的波形与语谱图。

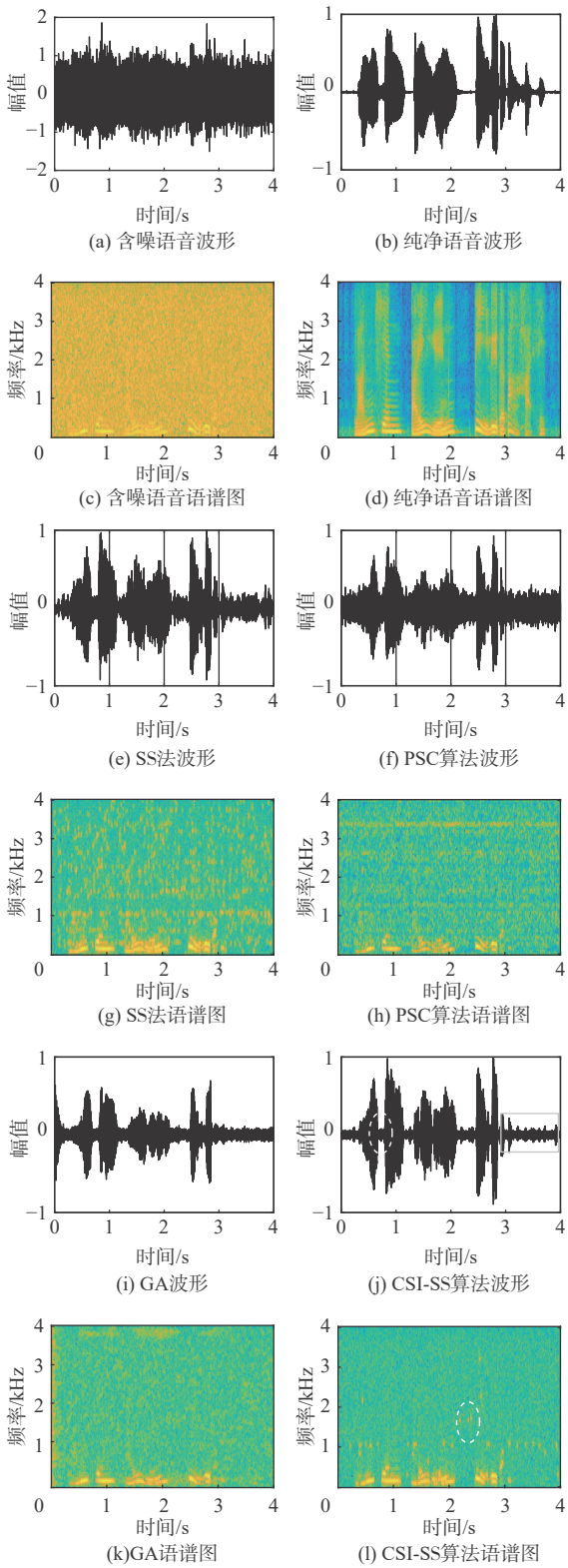



图 4　语音信号时域波形与语谱
（SNR=−5 dB, 噪声: white）

Fig. 4　Time domain waveform and speech spectrum of speech signal (SNR=−5dB, noise: white)

从图 4 可以看出, 在信噪比较低的情况下, 传统的语音增强算法的效果并不明显, 在语谱图中难以看出基音频率及共振峰。在信噪比为−5 dB 的非稳态噪声环境下, 虽然经过 SS 法谱减后的语音语谱信息比较完整, 但是 SS 法的降噪能力较弱, 仍然残留了大量噪声, 能在波形图中看到比较尖锐的波形, 即存在大量“音乐噪声”; PSC[22] 算法的降噪能力不足, 在语音信号中残留了大量噪声, 且语谱信息也不清楚; GA 去除了一定的噪声且“音乐噪声”较少, 但在语音信号的前端出现了畸变, 造成了语音的失真, 反映在语谱图中为前端的能量较大; 本文提出的 CSI-SS 算法在降噪能力上效果较好, 避免了语音的失真, 对于“音乐噪声”的处理也较为显著, 与其他传统算法相比, CSI-SS 算法在信噪比较低的环境下效果较好。

图 5 为未使用三次样条插值的扩展谱减(extended spectrum subtraction, ESS)算法。可以看到, 与 CSI-SS 算法相比, ESS 算法在信号波形上有更多的噪声信号。在波形图中可以看到, ESS 算法在 2 个波峰之间存在尖锐的噪声。而在语谱图中,白色虚线标注的地方对比 CSI-SS 算法能量更高, 表明噪声能量较高, 并且在语谱图中存在较多的类似脉冲的谱峰, 说明存在“音乐噪声”。ESS 算法只能在一定程度上减少“音乐噪声”。

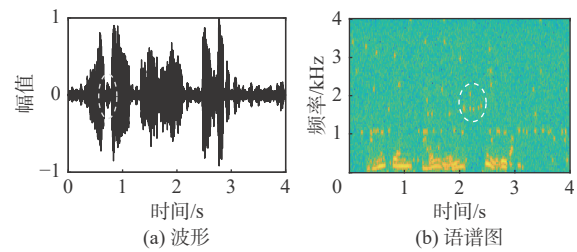



图 5　ESS 算法的时域波形与语谱图

Fig. 5　Time domain waveform and speech spectrum of ESS algorithm

### 3.4　PESQ、STOI 分析

PESQ 是一种客观的语音质量检测方法, 能充分反映人耳对语音信号的听觉感受, PESQ 的值在(−0.5,4.5) 之间, 数值越高表示语音的质量越好。STOI 用来评估含噪语音在频域上的可懂性, 在(0,1) 之间取值, 数值越大, 语音的可懂性越高。

表 2 为信噪比−5～20 dB 环境下不同算法的 PESQ 值。可以看到, 在−5～5 dB 环境中, CSI-SS 算法获得了较高的 PESQ 值, 而在 10～20 dB 环境中, PESQ 值低于部分算法。在大多数语音增强过程中, 消除噪声的同时会造成语音的失真, 因此, 语音增强的目的是为了尽可能少地引入语音失真, 从而最大限度地消除背景噪声。综合考虑增强语音的语谱图及波形, 在保证语音的 PESQ 数值接近的情况下, 本文算法能更好地消除噪声, 也能保证低信噪比环境下的语音质量, 减少失真。

图6为信噪比−5～20 dB环境下不同算法的STOI值。可见，CSI-SS算法的STOI高于其他算法，这说明经过CSI-SS增强后的语音可懂性更高，质量更好，更符合人体听觉感受。

**表2 不同噪声环境下的PESQ值**

**Table 2 PESQ values in different noise environments**

| 算法 | PESQ值(f16) | | | | | PESQ值(pink) | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | −5 dB | 0 dB | 5 dB | 10 dB | 20 dB | −5 dB | 0 dB | 5 dB | 10 dB | 20 dB |
| GA | 1.016 1 | 1.639 6 | 1.880 8 | 2.201 7 | 2.896 5 | 0.897 8 | 1.493 3 | 2.031 9 | 2.436 8 | 2.905 8 |
| PSC | 1.384 1 | 1.592 0 | 2.025 1 | 2.418 6 | 3.148 4 | 1.155 4 | 1.463 8 | 2.006 6 | 2.485 2 | 3.157 4 |
| SS | 1.156 7 | 1.526 8 | 1.987 4 | 2.441 5 | 3.149 6 | 1.130 5 | 1.596 6 | 2.034 6 | 2.479 3 | 3.183 6 |
| CSI-SS | 1.492 8 | 1.730 2 | 2.240 3 | 2.412 5 | 3.008 3 | 1.376 4 | 1.720 8 | 2.114 2 | 2.324 | 3.043 2 |
| 算法 | PESQ值(volvo) | | | | | PESQ值(white) | | | | |
| | −5 dB | 0 dB | 5 dB | 10 dB | 20 dB | −5 dB | 0 dB | 5 dB | 10 dB | 20 dB |
| GA | 2.378 5 | 2.755 9 | 3.116 9 | 3.329 8 | 3.664 3 | 0.369 | 0.982 4 | 1.467 | 2.060 1 | 2.687 6 |
| PSC | 2.706 9 | 3.121 7 | 3.364 3 | 3.561 7 | 3.999 5 | 1.139 2 | 1.328 6 | 1.701 6 | 2.148 5 | 2.867 2 |
| SS | 2.638 5 | 2.926 | 3.200 8 | 3.660 7 | 4.034 3 | 1.109 9 | 1.351 4 | 1.792 1 | 2.284 | 2.880 3 |
| CSI-SS | 2.862 4 | 3.241 2 | 3.410 2 | 3.554 2 | 3.801 1 | 1.298 5 | 1.590 2 | 1.999 9 | 2.052 7 | 2.875 2 |

注：−5, 0, 5, 10, 20 dB表示信噪比。

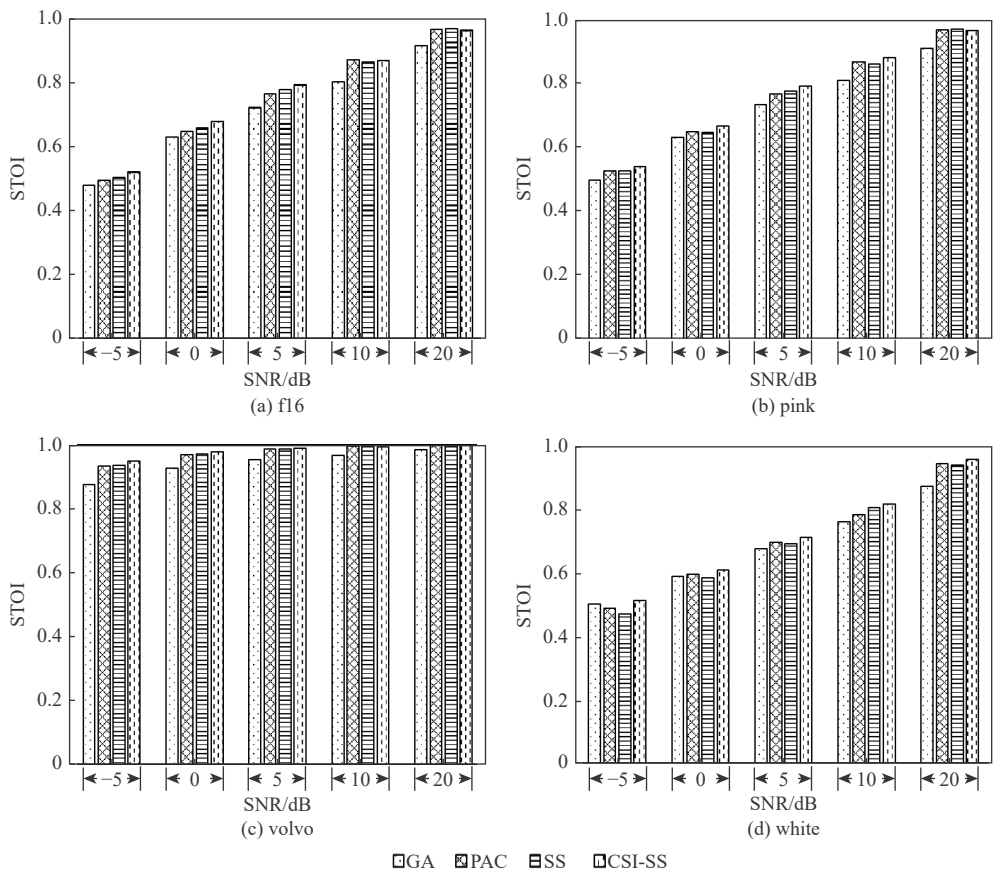



图6 不同噪声环境下的STOI值

Fig. 6 STOI values in different noise environments

## 4 结 论

1）本文采用分数阶傅里叶变换，并将最优阶数与不同阶数下的增强语音进行比较。经过仿真，证明本文得到的最优阶数傅里叶变换能很好地反映信号变化。

2）使用三次样条插值将信号函数化，并与二阶导数结合。采用不同的权重，既能保留信号中的信息，又能表现信号的变化。经过仿真，其语音增强效果得到提升，并且没有增加算法计算复杂度。

3）通过 PESQ 数值对比可以看到，本文算法在高信噪比环境下的语音质量不如部分传统算法。未来将对高信噪比环境下的语音增强进行研究。

## 参考文献（References）


[1] WANG L L, HU X, HU J, et al. Research on control system of an exoskeleton upper-limb rehabilitation robot[J]. Journal of Biomedical Engineering, 2016, 33(6): 1168-1175.

[2] LAVANYA T, NAGARAJAN T, VIJAYALAKSHMI P. Multi-level single-channel speech enhancement using a unified framework for estimating magnitude and phase spectra[J]. IEEE/ACM Transactions on Audio, Speech, and Language Processing, 2020, 28: 1315-1327.

[3] DROPPO J. Single channel enhancement for speech recognition [C]//Proceedings of the 2008 Hands-Free Speech Communication and Microphone Arrays. Piscataway: IEEE Press, 2008: 93-97.

[4] WANG D X, YIN F L, ZHANG H C. Experiment evaluation of microphone array placement for speech enhancement[C]//Proceedings of the 6th International Symposium on Test and Measurement. Dalian: ISTM, 2005: 1583-1586.

[5] BOLL S F, FPROCESSING S. Suppression of acoustic noise in speech using spectral subtraction[J]. IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing, 1979, 27(2): 113-120.

[6] JAMIESON D G, BRENNAN R L, CORNELISSE L E. Evaluation of a speech enhancement strategy with normal-hearing and hearing-impaired listeners[J]. Ear and Hearing, 1995, 16(3): 274-286.

[7] FLANAGAN J L, JOHNSTON J D, ZAHN R, et al. Computer-steered microphone arrays for sound transduction in large rooms[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1985, 78(5): 1508-1518.

[8] ZELINSKI R. A microphone array with adaptive post-filtering for noise reduction in reverberant rooms[C]//Proceedings of the International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2002: 2578-2581.

[9] GNANAMANICKAM J, NATARAJAN Y, SRI PREETHAA K R. A hybrid speech enhancement algorithm for voice assistance application[J]. Sensors, 2021, 21(21): 7025.

[10] 张晓艳, 张天骐, 葛宛营, 等. 联合深度神经网络和凸优化的单通道语音增强算法[J]. 声学学报, 2021, 46(3): 471-480.
ZHANG X Y, ZHANG T Q, GE W Y, et al. Monaural speech enhancement combining deep neural network and convex optimation[J]. Acta Acustica, 2021, 46(3): 471-480(in Chinese).

[11] BEROUTI M, SCHWARTZ R, MAKHOUL J. Enhancement of speech corrupted by acoustic noise[C]//Proceedings of the International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2003: 208-211.

[12] LU Y, LOIZOU P C. A geometric approach to spectral subtraction[J]. Speech Communication, 2008, 50(6): 453-466.

[13] WEI Y, ZENG Y M, LI C. Single-channel speech enhancement based on subband spectral entropy[J]. Journal of the Audio Engineering Society, 2018, 66(3): 100-113.

[14] SIM B L, TONG Y C, CHANG J S, et al. A parametric formulation of the generalized spectral subtraction method[J]. IEEE Transactions on Speech and Audio Processing, 1998, 6(4): 328-337.

[15] MURAKAMI T, ISHIDA Y A. Adaptive filtering for attenuating musical noise caused by spectral subtraction[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Spoken Language Processing. Baixas: ISCA, 2006: 1443.

[16] 宋智威, 熊成林, 黄路, 等. 基于牛顿插值的单相整流器功率前馈无差拍控制[J]. 电网技术, 2018, 42(11): 3623-3629.
SONG Z W, XIONG C L, HUANG L, et al. Power feedback-forward and deadbeat control of single-phase rectifier based on Newton interpolation[J]. Power System Technology, 2018, 42(11): 3623-3629(in Chinese).

[17] 牛少彰, 钮心忻, 杨义先, 等. 基于拉格朗日插值公式的数字水印分存算法[J]. 北京邮电大学学报, 2003, 26(3): 8-11.
NIU S Z, NIU X X, YANG Y X, et al. Digital watermarking sharing algorithm based on Lagrange interpolation formula[J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications, 2003, 26(3): 8-11(in Chinese).

[18] PHUNG V M, NGUYEN V M, PHAN T H. Hermite interpolation on algebraic curves in $C^2$[J]. Indagationes Mathematicae, 2019, 30(5): 874-890.

[19] HUSSAIN M Z, IRSHAD M, SARFRAZ M, et al. Interpolation of discrete time signals using cubic spline function[C]//Processings of the 19th International Conference on Information Visualisation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 454-459.

[20] HWANG S, BYUN J, PARK Y C. Performance comparison evaluation of speech enhancement using various loss functions[J]. The Journal of the Acoustical Society of Korea, 2021, 40(2): 176-182.

[21] KOLBAEK M, TAN Z H, JENSEN J. On the relationship between short-time objective intelligibility and short-time spectral-amplitude mean-square error for speech enhancement[J]. IEEE-ACM Transactions on Audio, Speech, and Language Processing, 2019, 27(2): 283-295.

[22] SALEEM N, KHATTAK M I, NAWAZ A, et al. Perceptually weighted $\beta$-order spectral amplitude Bayesian estimator for phase compensated speech enhancement[J]. Applied Acoustics, 2021, 178: 108007.

# Extended subtraction speech enhancement based on cubic spline interpolation

ZHOU Kun[1, 2], CHEN Wenjie[1, 2, *], CHEN Weihai[3], LIN Yan[3], SUN Xiantao[1, 2]

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Anhui University, Hefei 230601, China;
2. Anhui Engineering Laboratory of Human-Robot Collaboration System and Intelligent Equipment, Anhui University, Hefei 230601, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The speech recognition system is susceptible to noise. In order to filter noise, traditional speech enhancement methods such as spectral subtraction are often used by researchers, but these methods are troubled by "music noise". To solve this problem, a speech enhancement algorithm based on cubic spline interpolation is proposed in this paper. Firstly, speech is subjected to the fractional Fourier transform, spectral subtraction is employed to preprocess noisy speech, and the Wiener filter noise estimator is utilized to realize the iterative update of noise. Secondly, the speech with noise and the estimated noise is functioned by cubic spline interpolation. A geometric spectrum subtraction algorithm is then used to process the functional speech with noise and the estimated noise to produce the pure speech. The simulation results show that compared with the traditional speech noise reduction algorithm, the proposed algorithm has an obvious effect on improving the "music noise" problem, and also greatly improves speech intelligibility and speech quality.

**Keywords**: speech enhancement; cubic spline interpolation; Wiener filter; geometric spectrum subtraction algorithm; intelligent control

**Received**: 2021-12-12; **Accepted**: 2022-04-05; **Published Online**: 2022-04-21 11:56
**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220420.1420.002.html
**Foundation item**: National Natural Science Foundation of China (51975002)
* **Corresponding author**. E-mail: wjchen@ahu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0745

# 基于模态分解多尺度熵的微机械陀螺仪降噪方法

李剑，汪立新*，李文华
(火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025)

**摘 要**：为了有效抑制微机械陀螺仪的随机误差，基于完备自适应噪声集合经验模态分解(CEEMDAN)，结合反向传播神经网络(BPNN)建模和卡尔曼滤波(KF)，提出了一种微机械陀螺仪改进的降噪方法。微机械陀螺仪数据经过CEEMDAN分解，得到本征模态分量(IMF)；利用多尺度熵(MSE)算法对分量分类，对其中信号噪声混叠的分量进行反向传播神经网络辅助卡尔曼滤波；再对滤波结果和信号主导的分量进行重构，实现微机械陀螺信号降噪。实验验证了所提方法的有效性，该方法相比卡尔曼滤波、小波降噪等有更好的降噪效果。

**关 键 词**：微机械陀螺仪；经验模态分解；多尺度熵；卡尔曼滤波；神经网络
**中图分类号**：V241.5
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2835-06

微机械电子系统(micro electro mechanical system, MEMS)由于其具有性价比高、体积质量小、适应能力强等特点，快速发展了起来[1]。MEMS陀螺仪对比传统静电陀螺仪成本低，随着近年来的发展，精度不断提高，具有良好的发展前景。陀螺仪误差中的随机漂移误差，需要通过降噪降低误差，提高精度。

针对MEMS陀螺仪随机误差的问题，国内外学者采用了许多方法进行分析处理。近年来，利用Allan方差分析陀螺仪的随机误差已经成为一种普遍方法，文献[2]中使用Allan方差分析了陀螺仪的随机漂移误差，比较了量化噪声、零偏不稳定性等参数，验证了提出方案的有效性。目前，常用的降噪手段有卡尔曼滤波(Kalman filtering, KF)、维纳滤波及小波阈值等降噪方法。文献[3]通过时间序列分析建立陀螺仪随机误差模型的过程，利用卡尔曼滤波算法对建立的模型进行滤波处理，但系统噪声模型难以确定。文献[4]通过改进小波基、分解层数和阈值函数等提高精度，但小波去噪难以选择最优阈值函数。文献[5−6]采用先经验模态分解(empirical mode decomposition, EMD)后卡尔曼滤波，对陀螺仪进行误差补偿，效果较好，但混叠模态问题没有解决。文献[7]提出将长短期记忆神经网络和卡尔曼滤波相结合，用于对MEMS陀螺数据进行处理，对精度有一定的提升。

本文针对以上问题，采用完备自适应噪声集合经验模态分解[8](complete ensemble EMD with adaptive noise, CEEMDAN)算法，根据多尺度熵(multi-scale entropy, MSE)算法，将本征模态函数(intrinsic mode function, IMF)分为3类：噪声主导模态分量、信号主导分量、混叠信号分量。对混叠信号分量采用神经网络建模辅助卡尔曼滤波的方法，对陀螺仪进行滤波，以达到更好的降噪效果。

## 1 基于CEEMDAN的随机误差分析

### 1.1 CEEMDAN分解

CEEMDAN算法[8]是由建立在EMD和EEMD(ensemble EMD)2种分解基础上的一种在各分量先添加白噪声再处理的分解算法。CEEMDAN算法在各分解阶段都添加白噪声的原因，是为了减轻模态混叠的影响，同时能够解决分解结果的叠加与原

收稿日期：2021-12-12；录用日期：2022-03-20；网络出版时间：2022-05-10 09:57
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1526.009.html
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ-491)；陕西省高校科协青年人才托举计划(20200109)
*通信作者. E-mail：wlxxian@sina.com

*引用格式：李剑，汪立新，李文华. 基于模态分解多尺度熵的微机械陀螺仪降噪方法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2835-2840. LI J，WANG L X，LI W H. MEMS gyro scope noise reduction method based on model decomposition multi-scale entropy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2835-2840 (in Chinese).*

信号不匹配的问题，进而提升数据分解结果的完整程度，提高模态分量的分解精度。

CEEMDAN分解主要计算步骤如下：

**步骤1** 在原信号$\boldsymbol{y}(t)$中添加标准白噪声，得到$\boldsymbol{y}(t)+(-1)\boldsymbol{\varepsilon}^q\boldsymbol{v}^j(t)$，用EMD算法对数据进行分解。

$$E_i\left(\boldsymbol{y}(t)+(-1)\boldsymbol{\varepsilon}^q\boldsymbol{v}^j(t)\right)=\boldsymbol{C}_1^j(t)+\boldsymbol{r}^j \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{\varepsilon}^q$为白噪声的方差；$\boldsymbol{v}^j(t)$为正态分布的白噪声；$j$为加入白噪声的次数；$q$=1,2；$\boldsymbol{C}_1^j(t)$表示加入$j$次白噪声得到的模态分量；$\boldsymbol{r}^j$表示除了模态分量之外的余量。

**步骤2** 计算分解结果均值，求CEEMDAN的第1个本征模态分量IMF1，用$\overline{\boldsymbol{C}_i(t)}$表示第$i$个本征模态分量IMF$i$。

$$\overline{\boldsymbol{C}_1(t)}=N^{-1}\sum_{j=1}^{N}\boldsymbol{C}_1^j(t) \tag{2}$$

**步骤3** 计算除去IMF1之后的残差。

$$\boldsymbol{r}_1(t)=\boldsymbol{y}(t)-\overline{\boldsymbol{C}_1(t)} \tag{3}$$

**步骤4** 在$\boldsymbol{r}_1(t)$中加入白噪声得到新信号，再进行分解，得到模态分量$\boldsymbol{D}_1$，由此得到CEEMDAN分解的第2个本征模态分量。

$$\overline{\boldsymbol{C}_2(t)}=N^{-1}\sum_{j=1}^{N}\boldsymbol{D}_1^j(t) \tag{4}$$

**步骤5** 计算除去IMF2之后残差。

$$\boldsymbol{r}_2(t)=\boldsymbol{y}(t)-\overline{\boldsymbol{C}_2(t)} \tag{5}$$

**步骤6** 循环上述操作，直到剩余信号为单调函数，停止分解。此时，本征模态分量数量记为$K$，原始数据序列$\boldsymbol{y}(t)$被分解为

$$\boldsymbol{y}(t)=\sum_{k=1}^{K}\overline{\boldsymbol{C}_k(t)}+\boldsymbol{r}_k(t) \tag{6}$$

### 1.2 多尺度熵

MSE[9]作为一种时间序列的复杂性测量尺度，通过粗粒化的方式将序列多尺度化，从多个时间尺度测量时间序列复杂性，从而克服了单尺度下样本熵分析结果的不足。在熵值结果分析中，样本熵小，则时间序列规则；相反，样本熵大则复杂，通过该规律找到混叠信号。

MSE主要计算步骤如下：

**步骤1** 将数据进行预处理；对长度为$N$的时间序列$\boldsymbol{X}=[x_i,i=1,2,\cdots,N]$进行粗粒化得到新序列$\boldsymbol{z}_j^{(\tau)}$。

$$\boldsymbol{z}_j^{(\tau)}=\tau^{-1}\sum_{i=(j-1)\tau+1}^{j\tau}x_i\quad 1\leqslant j\leqslant L/\tau \tag{7}$$

式中：$\tau$为尺度因子，当$\tau=1$时，新序列为原序列；当$\tau>1$时，序列被处理为新的长度为$L$的序列。

**步骤2** 计算各尺度因子$\tau$下新序列的熵，求得MSE值$S_{\mathrm{ms}}$。

$$S_{\mathrm{ms}}(x_i,\tau,m,d)=S_{\mathrm{s}}\left(z_j^{(\tau)}(i),m,d\right)=-\ln\left(n_\tau^{m+1}/n_\tau^m\right) \tag{8}$$

式中：$d$为相似容限；$m$为嵌入维数；$S_{\mathrm{s}}$为样本熵；$n_\tau^m$和$n_\tau^{m+1}$分别为粗粒化时间序列在$m$维和$m+1$维的空间向量个数。

MSE阈值的选取一般为0.5～0.6，小于该阈值则认为该本征模态分量为噪声或者信号主导，大于该阈值则为混叠信号。将之前分解得到的本征模态分量按频率排列，则前$k$个高频分量含噪较多，予以舍弃；第$l$个之后为信号主导分量，予以保留；中间为混叠分量，进行下一步建模滤波。

### 1.3 时间序列模型

MEMS陀螺仪噪声建模选用自回归滑动平均[10](auto regressive moving average, ARMA)模型，考虑简化计算和实际应用，在效果相差不大时，选用其中的低阶自回归(AR)模型进行建模，其表达式为

$$\boldsymbol{x}(n)=\sum_{k=1}^{p}a_k\boldsymbol{x}(n-k)+\boldsymbol{w}(n) \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{x}(n)$为原始序列；$a_k$表示自回归系数；$\boldsymbol{w}(n)$表示方差为$\sigma^2$、均值为0的白噪声。

确定AR($p$)模型的阶次主要有自相关和偏自相关函数法、赤池信息准则(Akiake information criterion, AIC)等方法，本文选用AIC进行定阶。

### 1.4 神经网络辅助的卡尔曼滤波

在噪声和信号混叠的本征模态分量中，系统噪声的模型并不能够准确得知，为进一步降低噪声信号混叠分量中噪声的干扰，采用反向传播神经网络(back-propagation neural network, BPNN)辅助的卡尔曼滤波进行降噪。

#### 1.4.1 卡尔曼滤波

卡尔曼滤波是一种只需要某一时刻的量测值和估计值的递推算法，在信号数据处理方面有着很好的效果，因计算方便而被广泛应用[11]。状态方程和量测方程如下：

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}+\boldsymbol{\Gamma}_{k/k-1}\boldsymbol{W}_{k-1}\\ \boldsymbol{Z}_k=\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k\end{cases} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{X}_k$为状态量；$\boldsymbol{Z}_k$为量测量；$\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}$、$\boldsymbol{\Gamma}_{k/k-1}$和$\boldsymbol{H}_k$为系统参数；$\boldsymbol{W}_k$表示方差为$Q$的系统噪声；$\boldsymbol{V}_k$表示方差为$R$的量测噪声，均值都为0。

卡尔曼滤波方程如下：

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}=\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}\\ \boldsymbol{P}_{k/k-1}=\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\boldsymbol{P}_{k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{K}_k=\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k\right)^{-1}\\ \boldsymbol{P}_k=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)\boldsymbol{P}_{k/k-1}\\ \widetilde{\boldsymbol{Z}}_{k/k-1}=\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}\\ \hat{\boldsymbol{X}}_k=\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}+\boldsymbol{K}_k\widetilde{\boldsymbol{Z}}_{k/k-1}\end{cases} \tag{11}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}$为基于前一时刻状态的预测值; $\hat{\boldsymbol{X}}_k$为状态估计值; $\boldsymbol{P}_{k/k-1}$为基于前一时刻状态的均方误差阵; $\boldsymbol{P}_k$为当前状态估计的均方误差阵; $\boldsymbol{K}_k$为滤波增益; $\boldsymbol{R}_k$为量测噪声矩阵; $\widetilde{\boldsymbol{Z}}_{k/k-1}$为新息。

#### 1.4.2　神经网络

人工神经网络有无需确定系统原有模型参数的优点, 可以仅通过自身训练, 学习固有联系, 从而在给定输入时能够得到最期望的输出。反向传播神经网络是一种按误差的反向传播训练的多层反馈网络, 其基本思想为梯度下降法, 通过最值得到期望输出与网络输出误差均方差最小时系统参数的取值, 从而得到想要的结果。

#### 1.4.3　改进卡尔曼滤波设计

神经网络辅助卡尔曼滤波[12], 首先进行卡尔曼滤波, 再对滤波过程进行网络优化。输入层的设置选用滤波增益、量测噪声方差、新息, 输出层设置为系统噪声, 中间层的设置由计算机得到。神经网络精度通过新的实验数据对比得到。将新的陀螺数据先进行卡尔曼滤波。神经网络的输入层设置为滤波计算得到的增益、量测噪声方差和新息, 再将网络输出的结果与实际对比, 比较两者的偏差。

通过神经网络卡尔曼滤波得到的信号与原始数据分解的信号分量及剩余分量叠加, 得到最终的去噪信号, 如下:

$$\boldsymbol{y}'(t)=\boldsymbol{f}'_{\mathrm{imf}}+\sum_{i=l+1}^{N}\boldsymbol{f}^{i}_{\mathrm{imf}}+\boldsymbol{r} \tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{y}'(t)$为最终得到的信号; $\boldsymbol{f}'_{\mathrm{imf}}$为神经网络卡尔曼滤波结果, 表示信号主导的模态分量。

本文的降噪流程如图 1 所示。

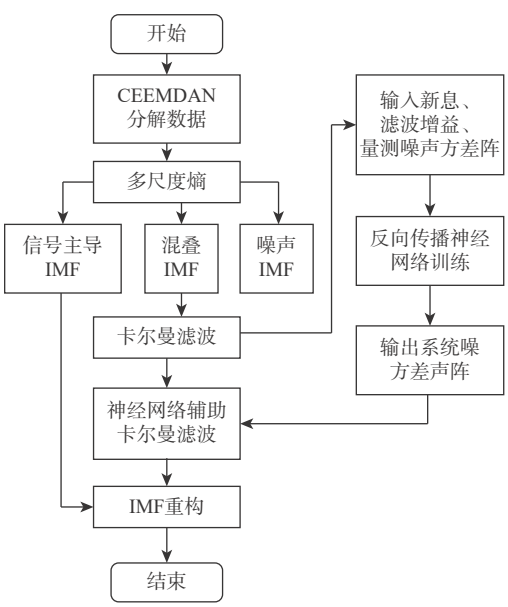



图 1　CEEMDAN-BP-KF 流程

Fig. 1　CEEMDAN-BP-KF flow chart

## 2　实验验证

实验选用的 MEMS 陀螺仪为北斗时代科技发展有限公司生产的惯性测量装置中内置的型号为 GRG20 的微机械陀螺仪。

### 2.1　静态数据采集与分析

将 MEMS 测量单元放置在恒温转台内, 取 MEMS 陀螺仪的 $x$ 轴作测试对象, 获得 20 万个数据, 除去开始的不稳定数据, 截取 10 万个数据进行验证。

将数据进行 CEEMDAN 分解, 图 2 为分解得到的本征模态分量结果。

确定 $k$ 和 $l$ 的值, 计算各阶本征模态分量的 MSE 值, 绘制多尺度熵值图, 如图 3 所示。

结合多尺度熵值图, 表明在 IMF6 处, 明显增大, 本征模态分量开始有信号分量; IMF13 处, 熵值明显下降, 表明本征模态分量为信号主导。IMF1+IMF5 的 MSE 值小于 0.5, 认为是噪声主导的本征模态分量, 即 $k$ 为 5。IMF6～IMF13 的 MSE 值大于 0.5, 是噪声信号的混叠本征模态分量, 即 $l$ 为 13, IMF14～2IMF20 是信号主导的本征模态分量。

IMF6～IMF13 叠加后通过时间序列建模, 模型系数如表 1 所示。可知, 各阶的 AIC 值相差不大, 为简化计算, 对重构的混叠模态分量的建模模型选择 AR(1)。

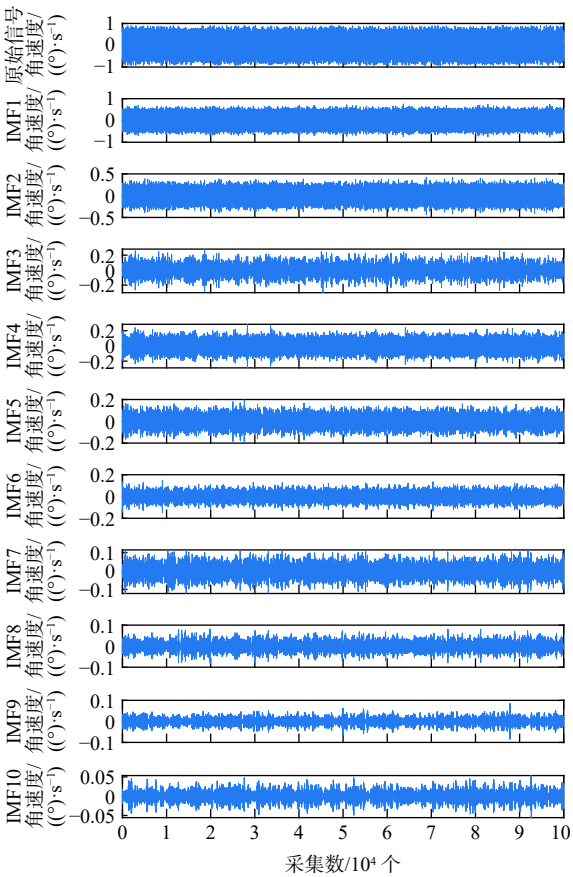
应用该模型对混叠模态分量进行卡尔曼滤波, 将设置好的输入层, 经神经网络计算得到输出。对滤波信号和主导信号重构。本文去噪效果如图 4 所示, 滤波后的数据方差由 0.090 3 降低到 0.000 1, 表明本文所用方法的滤波效果较好。

### 2.2　传统滤波效果比较

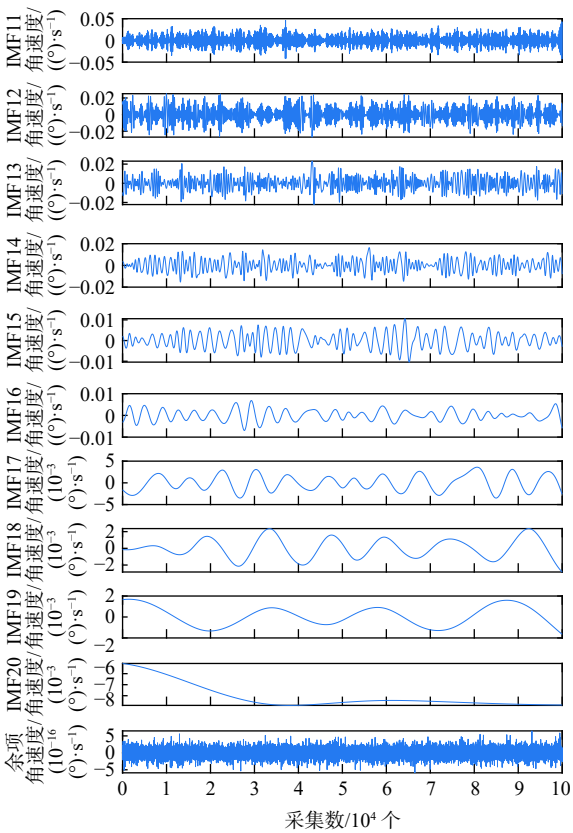
为与传统滤波方法比较, 验证有效性, 本文采用 2 种不同的传统降噪方法对相同数据进行降噪, 分别为: ①时间序列建模法, 将数据预处理后进行 ARMA 建模, 再根据参数进行卡尔曼滤波; ②小波阈值降噪法, 将数据进行小波阈值降噪, 分解层数选用 3 层(小波降噪); ③本文方法。原始数据和降噪结果如图 5 所示。可以看出, 本文方法相比于传统的卡尔曼滤波和小波降噪, 在降噪方面有着明显的提升。

采用 Allan 方差[13-15] 对不同方法得到的数据进行分析。Allan 分析如图 6 所示, 微机械陀螺仪各类噪声系数如表 2 所示。从图 6 可以看出, 积分时间靠近 $10^{-1}$ s 方差较小, 表明对高频噪声滤波效果较好, 而积分时间增大, 方差增大, 是因为对信号主导的低频分量未作处理, 所以滤波效果不明显。由

表2可得,使用本文方法降噪的各类噪声系数都为




(a) 原始信号及IMF1~IMF10




(b) IMF11~IMF20及余项$r$

图2 CEEMDAN分解原始数据

Fig. 2 CEEMDAN decomposition of raw data

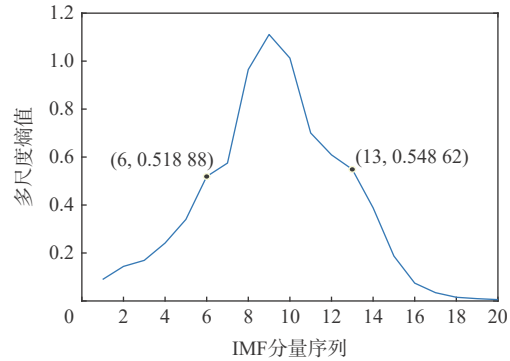



图3 各阶本征模态分量多尺度熵值

Fig. 3 IMF multiscale entropy of each order

**表1 AR模型系数**

**Table 1 Parameters of AR model**

| 模型 | $a_1$ | $a_2$ | $a_3$ | AIC |
|---|---|---|---|---|
| AR(1) | −0.611 2 | 0 | 0 | $-2.08\times10^5$ |
| AR(2) | −0.847 1 | 0.385 9 | 0 | $-2.24\times10^5$ |
| AR(3) | −0.762 | 0.199 | 0.220 6 | $-2.29\times10^5$ |

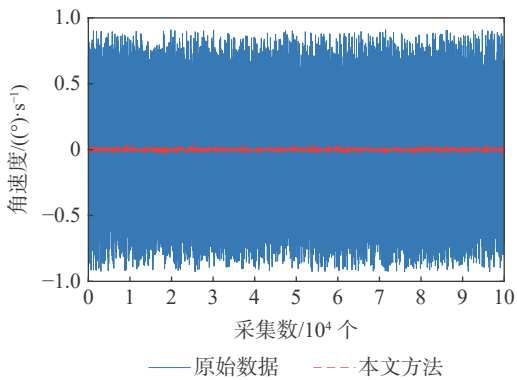



图4 CEEMDAN-BP-KF降噪结果

Fig. 4 Denoising result of CEEMDAN-BP-KF

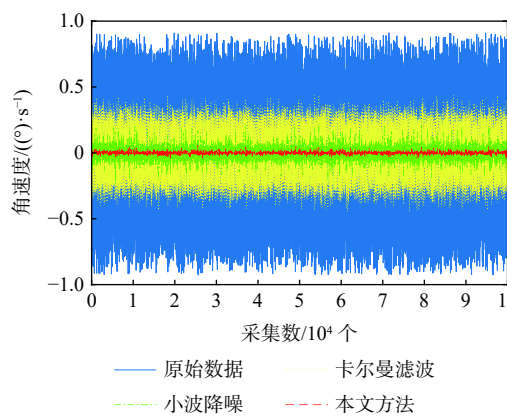



图5 不同方法处理结果

Fig. 5 Processing results of different methods

最小值。

经本文方法降噪后,量化噪声降低到2.01%,角度随机游走降低到11.57%,零偏不稳定性降低到21.57%,说明本文方法比传统方法有更好效果。

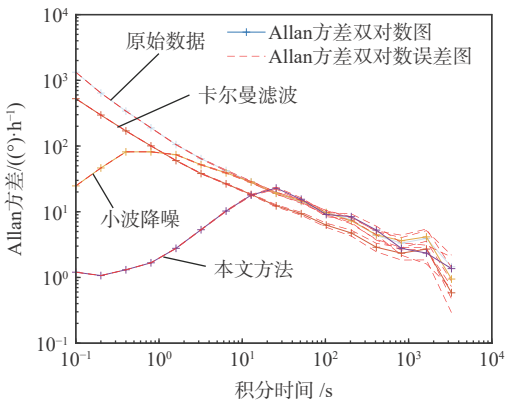



图 6　Allan 方差曲线

Fig. 6　Allan variance curves

**表 2　微机械陀螺仪 5 种噪声**

**Table 2　Five kinds of noise of MEMS gyroscope**

| 原始数据或方法 | 量化噪声/(°) | 角度随机游走/((°)·h$^{-\frac{1}{2}}$) | 零偏不稳定性/((°)·h$^{-1}$) | 角速率游走/((°)·h$^{-\frac{3}{2}}$) | 速率斜坡/((°)·h$^{-2}$) |
|---|---|---|---|---|---|
| 原始数据 | 77.996 1 | 1.371 4 | 95.828 5 | 261.649 9 | 203.768 0 |
| 卡尔曼滤波 | 26.262 5 | 1.394 9 | 36.813 8 | 100.523 7 | 78.284 4 |
| 小波降噪 | 8.071 0 | 0.705 8 | 58.883 7 | 160.074 7 | 124.514 0 |
| 本文方法 | 1.567 9 | 0.158 7 | 20.674 9 | 51.049 4 | 38.553 8 |

### 2.3　动态数据采集与分析

实验步骤同静态实验, 调整转台得到动态数据。未处理的信号和本文方法降噪后的结果如图 7 所示。可以看出, 本文动态滤波结果较好, 不同频率的信号基本都能够进行跟踪, 均方误差从 0.492 4 (°)/s 下降到了 0.049 (°)/s。

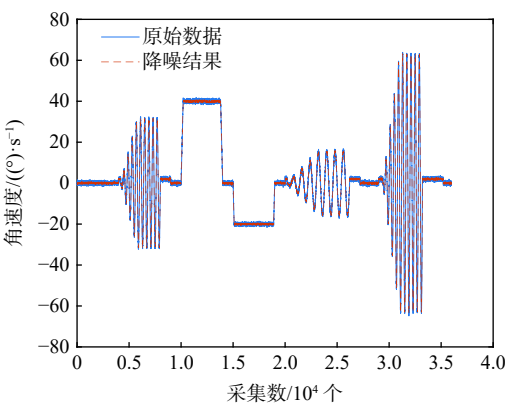



图 7　动态数据去噪结果

Fig. 7　Denoising results of dynamic data

## 3　结　论

针对微机械陀螺随机误差大、使用精度低的问题, 提出了一种基于完备自适应噪声集合经验模态多尺度熵分解。

1) 结合反向传播神经网络建模的滤波方法, 降低了微机械陀螺的随机误差。微机械陀螺数据经过模态分解, 得到本征模态分量。

2) 利用多尺度熵算法对分量分类, 对其中的混叠分量进行 ARMA 建模, 并采用反馈神经网络优化卡尔曼滤波的方法对 MEMS 陀螺进行误差补偿, 有效提高了陀螺精度和鲁棒性。

经过比较, 量化噪声降低到原来的 2.01%, 实验验证该方法的降噪效果较好, 对模态分解和神经网络工程应用具有重要意义。

## 参考文献（References）


[1] 沈强, 刘洁瑜, 赵乾, 等. MEMS陀螺阵列的RCC-OBE估计融合方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2373-2379.
SHEN Q, LIU J Y, ZHAO Q, et al. RCC-OBE estimation fusion approach for MEMS gyro array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2373-2379(in Chinese).

[2] 刘孝博, 陈光武, 王迪, 等. MEMS陀螺仪漂移和噪声的分析和补偿[J]. 传感技术学报, 2018, 31(3): 368-373.
LIU X B, CHEN G W, WANG D, et al. Analysis and compensation of drift and noise in MEMS gyroscope[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2018, 31(3): 368-373(in Chinese).

[3] 韩颖. 基于卡尔曼滤波的MEMS陀螺噪声抑制算法设计与实现[J]. 电子测试, 2021(19): 51-53.
HAN Y. Design and implementation of noise suppression algorithm for MEMS gyroscope based on Kalman filter[J]. Electronic Test, 2021(19): 51-53(in Chinese).

[4] 周斌, 何春华, 刘玉县. 基于小波分析的MEMS陀螺仪信号降噪算法研究[J]. 仪表技术, 2020(7): 4-8.
ZHOU B, HE C H, LIU Y X. Research on signal denoising algorithm of MEMS gyroscope based on wavelet analysis[J]. Instrumentation Technology, 2020(7): 4-8(in Chinese).

[5] 李文华, 汪立新, 沈强, 等. 基于EMD的MEMS陀螺仪随机漂移分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1927-1932.
LI W H, WANG L X, SHEN Q, et al. Random drift analysis method of MEMS gyroscope based on EMD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1927-1932(in Chinese).

[6] 杨菊花, 刘洋, 陈光武, 等. 基于改进EMD的微机械陀螺随机误差建模方法[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(12): 196-204.
YANG J H, LIU Y, CHEN G W, et al. A modeling method for random error of micromechanical gyroscope based on the improved EMD[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(12): 196-204(in Chinese).

[7] 吴保锋, 夏林元, 吴东金, 等. MEMS陀螺仪随机误差分析与小波阈值去噪研究[J]. 电子设计工程, 2020, 28(15): 1-5.
WU B F, XIA L Y, WU D J, et al. Random error analysis and wavelet threshold denoising of MEMS gyroscope[J]. Electronic Design Engineering, 2020, 28(15): 1-5(in Chinese).

[8] 董晓芬, 陈国光, 田晓丽, 等. 基于CEEMDAN阈值滤波的磁场信号去噪模型[J]. 传感技术学报, 2021, 34(7): 919-925.
DONG X F, CHEN G G, TIAN X L, et al. Denoising model of magnetic field signal based on CEEMDAN threshold filtering[J].

Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2021, 34(7): 919-925(in Chinese).

[9] 刘美容, 刘津涛, 何怡刚. 基于EMD复合多尺度熵的模拟电路故障诊断方法[J]. 电子测量技术, 2021, 44(4): 51-56.
LIU M R, LIU J T, HE Y G. Simulation circuit fault diagnosis method based on EMD composite multi-scale entropy[J]. Electronic Measurement Technology, 2021, 44(4): 51-56(in Chinese).

[10] ZHU Z S, BO Y M, JIANG C H, et al. A MEMS gyroscope noise suppressing method using neural architecture search neural network[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2019, 2019: 1-9.

[11] 严恭敏, 李四海, 秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京: 国防工业出版社. 2015.
YAN G M, LI S H, QIN Y Y. Inertial instrument testing and data analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015(in Chinese).

[12] 段志强, 刘洁瑜, 汪立新, 等. BPNN辅助KF的MEMS陀螺仪数据处理方法[J]. 压电与声光, 2020, 42(2): 284-288.
DUAN Z Q, LIU J Y, WANG L X, et al. Research on data processing method of MEMS gyroscope based on BPNN assisted Kalman filter[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2020, 42(2): 284-288(in Chinese).

[13] 王可东, 武雨霞. 一种MEMS陀螺随机漂移的高精度建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(8): 1584-1592.
WANG K D, WU Y X. An accurate modeling method for random drift of MEMS gyro[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1584-1592(in Chinese).

[14] BAI Y T, WANG X Y, JIN X B, et al. Adaptive filtering for MEMS gyroscope with dynamic noise model[J]. ISA Transactions, 2020, 101: 430-441.

[15] 王晶, 刘强. MEMS传感器误差建模技术研究[J]. 自动化技术与应用, 2021, 40(5): 133-136.
WANG J, LIU Q. Research on MEMS sensor error modeling technology[J]. Techniques of Automation and Applications, 2021, 40(5): 133-136(in Chinese).

# MEMS gyro scope noise reduction method based on model decomposition multi-scale entropy

LI Jian, WANG Lixin*, LI Wenhua

(College of Missile Engineering, Rocket Force Engineering University, Xi'an 710025, China)

**Abstract**: An improved MEMS gyroscope noise reduction approach is suggested based on complete ensemble EMD with adaptive noise (CEEMDAN), combined with back-propagation neural network (BPNN) modeling, and Kalman filtering (KF) method in order to effectively suppress the random error of MEMS gyroscope. The original data of the MEMS gyroscope is decomposed into the intrinsic mode function (IMF), and the IMF is classified by a multi-scale entropy (MSE) algorithm. The overlapping noise IMF is then fed back into the BPNN to assist KF, and the filter result and signal-led IMF are reconstructed to realize MEMS gyroscope signal noise reduction. Experiments show that the method has a better noise reduction effect than KF, small wave noise reduction, etc., and improves the accuracy of the MEMS gyroscope.

**Keywords**: MEMS gyroscope; empirical modal decomposition; multi-scale entropy; Kalman filtering; neural network

**Received**: 2021-12-12; **Accepted**: 2022-03-20; **Published Online**: 2022-05-10 09:57

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1526.009.html

**Foundation items**: Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JQ-491); Young Talent Fund of University Association for Science and Technology in Shaanxi, China (20200109)

* **Corresponding author**. E-mail: wlxxian@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0764

# 惯性行人导航零速区间检测的非线性空间K-means聚类算法

马宇峰，戴邵武，王瑞，戴洪德*，郑百东
(海军航空大学 岸防兵学院，烟台 264001)

**摘　　要**：惯性行人导航系统中，零速区间检测的准确性直接关系着基于零速修正（ZUPT）的行人导航精度。为此，设计了一种基于非线性空间映射与K-means聚类算法结合的零速区间检测算法。通过经典零速区间检测算法广义似然比检测（GLRT）确定初始零速区间；选取零速区间与非零速区间交界处的加速度数据，将合加速度幅值作为变量，映射到设计的非线性空间中，放大数据差异；利用K-means聚类算法对映射后的数据进行聚类，经过去噪声处理后确定出更精准的零速区间；通过惯性行人导航系统实验验证非线性空间K-means聚类零速区间检测算法的有效性。实验表明，所提出的惯性行人导航零速区间检测的非线性空间K-means聚类算法相比于GLRT算法和基于K-means聚类的零速区间检测算法，定位精度显著提高，并在匀速行走、变速行走和长距离长航时行走3种运动模式下进行了实验验证；相比基于K-means聚类的零速区间检测算法，减小了计算量。所提算法能够自适应不同的运动状态，无需随时调整阈值，且理论上可以优化任意传统零速区间检测算法，具有良好的工程应用价值。

**关　键　词**：零速检测；惯性行人导航；非线性空间映射；K-means聚类；零速区间
**中图分类号**：V241.62
**文献标志码**：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)10-2841-10

目前，室内行人定位技术主要有室内伪卫星、射频识别(radio frequency identification, RFID)、超宽带(ultra wide band, UWB)、WiFi、蓝牙和ZigBee等[1-5]。消费级的应用领域如仓库、商场、机场、展览馆等，具备提前铺设基础设施的条件，行人导航可直接采用以上技术。而对于消防救援、抢险救灾、室内近距离战斗(close quarter battle, CQB)等，人员通常面临的是未知环境，不能提前铺设基础设施或者现场设施已被损毁，对行人导航的自主性提出了更高的要求[6]，也是当前行人导航面临的最大挑战。基于微型惯性测量单元(miniature inertial measurement unit, MIMU)的惯性行人导航系统因其自主性强、成本低，逐渐成为行人导航系统的主流研究方向，但是MIMU定位误差会随时间逐渐积累。针对此问题，20世纪90年代末，Elwell提出了零速修正(zero velocity update, ZUPT)算法[7]，通过周期性应用速度为零对导航误差修正来抑制导航误差的累积，能准确划分出零速区间，成为ZUPT的前提。国内外学者提出了依靠步态周期特征的零速检测算法，马明等提出了一种基于多传感器融合的行人导航系统自适应零速检测算法[8]，提高了行人在高步速运动状态下零速区间检测的鲁棒性。Wang和Shkel提出了一种基于步速的自适应阈值调节模型[9]，解决了快速行走时零速区间检测不准确的问

**收稿日期**：2021-12-16；**录用日期**：2022-03-20；**网络出版时间**：2022-05-10 10:09
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1437.006.html
**基金项目**：山东省自然科学基金(ZR2017MF036)；山东省高等学校青年创新团队发展计划(2020KJN003)
* **通信作者**. E-mail：13954559561@126.com

*引用格式：马宇峰，戴邵武，王瑞，等. 惯性行人导航零速区间检测的非线性空间K-means聚类算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2841-2850. MA Y F，DAI S W，WANG R，et al. Nonlinear spatial K-means clustering algorithm for detection of zero-speed interval in inertial pedestrian navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2841-2850 (in Chinese).*

题。王凯龙[10]在加速度3个条件检测的基础上引入竖直方向加速度峰值检测作为条件，当4个条件同时满足时判定为零速区间。孙伟等使用隐马尔可夫模型(hidden Markov model, HMM)表示步态周期的不同阶段[11]。笔者课题组提出了一种基于N-P准则和伪标准差的行人导航零速检测算法[12]。Wagstaff和Kelly提出了一种基于长短期记忆(long-short term memory, LSTM)神经网络的鲁棒惯性导航零速检测器[13]。Skog和Wahlström等提出广义似然比检测(generalized likelihood ratio test, GLRT)算法[14-15]，性能优于传统的角速率能量检测算法、加速度移动方差检测算法和加速度幅值检测算法。但以上零速区间检测算法的准确性很大程度上依赖阈值的选取。而基于深度学习的检测算法需要大量的数据进行训练，且易出现过拟合的情况，适用性不强。为解决自适应调整最佳阈值的问题，孙伟等提出了一种基于K-means聚类的步态特征提取算法[16]，通过K-means聚类可以有效减小阈值的选取对零速区间精度的影响，但仍存在聚类点数量多、计算量大、实时性不好的问题。本文提出一种基于非线性空间映射的K-means聚类惯性行人导航零速区间检测算法，通过GLRT算法得到初始零速区间，以初始零速区间开始时刻与结束时刻为基准划分出优化区间，将优化区间映射到非线性空间中，进行K-means聚类。

相比于基于K-means聚类的步态特征提取算法，本文算法在匀速行走和变速行走2种步态模式下，在提高导航精度的基础上，有效减少了计算时间。相比于GLRT算法，本文算法对变速运动的适应性更强，导航精度更高。

## 1 零速检测

根据人体运动学可知，人在行走过程中存在周期性特征[17]。通常，将行人行走过程中从单只脚着地开始，经两只脚步态交替变换，到该侧脚跟再次着地定义为一个完整的步态周期[18]。当行人足部处于站立区间时速度为0，因此将脚与地面完全接触的时间段称为零速区间。零速区间如图1所示。

当行人处于零速区间时，足部运动的角速度及水平加速度值近似为0，竖直方向的加速度值近似为重力加速度。

本文采用基于GLRT算法为零速区间优化算法提供初步的零速区间开始时刻与结束时刻。其分析过程如下：

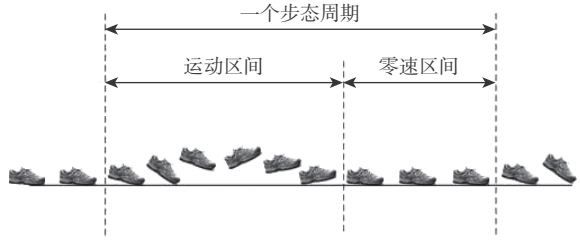



图1 步态周期

Fig. 1 Gait cycle

设$\boldsymbol{y}_k^a$和$\boldsymbol{y}_k^\omega$分别为$k$时刻IMU输出的加速度和角速度数据。令$\boldsymbol{y}_k=\begin{bmatrix}\boldsymbol{y}_k^a & \boldsymbol{y}_k^\omega\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{z}_n=\left[\boldsymbol{y}_k\right]_{k=n}^{n+N-1}$。$\boldsymbol{z}_n$代表样本区间为$N$的总数据。设$H_0$表示IMU处于运动状态，$H_1$表示IMU处于静止状态。零速区间检测器的性能由虚警概率指定。当假设$H_0$为真时，判定为$H_1$的概率为：$P_{\mathrm{FA}}=\Pr\{H_1|H_0\}$；当假设$H_1$为真时，决定假设$H_1$的概率为：$P_{\mathrm{D}}=\Pr\{H_1|H_1\}$。设$p(\boldsymbol{z}_n;H_0)$和$p(\boldsymbol{z}_n;H_1)$表示2种假设观测值的概率密度函数，则

$$L(\boldsymbol{z}_n)=\frac{P(\boldsymbol{z}_n;H_1)}{P(\boldsymbol{z}_n;H_0)}>\gamma \tag{1}$$

式中：$L(\boldsymbol{z}_n)$表示对于$\boldsymbol{z}_n$的似然比，即对于每组$\boldsymbol{z}_n$，假设$H_1$相对于假设$H_0$的可能性；$\boldsymbol{z}_n$表示样本区间内从数据点$n$到数据点$n+N-1$的总数据。

用未知参数的最大似然估计代替未知参数，得

$$LG(\boldsymbol{z}_n)=\frac{p(\boldsymbol{z}_n;\hat{\boldsymbol{\Theta}}_1,H_1)}{p(\boldsymbol{z}_n;\hat{\boldsymbol{\Theta}}_0,H_0)}>\gamma \tag{2}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{\Theta}}_1$表示假设$H_1$为真时的未知参数集；$\hat{\boldsymbol{\Theta}}_0$表示假设$H_0$为真时的未知参数集。

对于IMU传感器，其输出可表示为

$$\boldsymbol{y}_k=\boldsymbol{s}_k(\boldsymbol{\Theta})+\boldsymbol{v}_k \tag{3}$$

式中：

$$\begin{cases}\boldsymbol{s}_k(\boldsymbol{\Theta})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{s}_k^a(\boldsymbol{\Theta}) & \boldsymbol{s}_k^\omega(\boldsymbol{\Theta})\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{v}_k=[\,\boldsymbol{v}_k^a \quad \boldsymbol{v}_k^\omega\,]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{4}$$

其中：$\boldsymbol{s}_k^a(\boldsymbol{\Theta})$和$\boldsymbol{s}_k^\omega(\boldsymbol{\Theta})$分别为IMU测量得到的比力和角速度；$\boldsymbol{\Theta}$为描述信号所需的未知参数集；$\boldsymbol{v}_k^a$和$\boldsymbol{v}_k^\omega$分别为加速度计和陀螺仪传感器组件的噪声。

假设噪声是独立同分布的高斯分布，由式(3)和式(4)可得

$$p(\boldsymbol{z}_n;\boldsymbol{\Theta},H_i)=\prod_{k\in\Omega_n}p(\boldsymbol{y}_k;\boldsymbol{\Theta},H_i)=\prod_{k\in\Omega_n}p(\boldsymbol{y}_k^a;\boldsymbol{\Theta},H_i)\cdot p(\boldsymbol{y}_k^\omega;\boldsymbol{\Theta},H_i) \tag{5}$$

式中：$\Omega_n=\{\ell\in N:n\leqslant\ell\leqslant n+N-1\}$。

通过对未知参数的最大似然估计代替未知参数，可得

$$P(z_n;\hat{\Theta}_0,H_0)=\frac{1}{\left(2\pi\sigma_a^2\right)^{3N/2}}\cdot\frac{1}{\left(2\pi\sigma_\omega^2\right)^{3N/2}} \tag{6}$$

$$P(z_n;\hat{\Theta}_1,H_1)=\frac{1}{\left(2\pi\sigma_a^2\right)^{3N/2}}\cdot\frac{1}{\left(2\pi\sigma_\omega^2\right)^{3N/2}}\cdot \exp\left(-\frac{1}{2\sigma_a^2}\sum_{k\in\Omega_n}\left\|\boldsymbol{y}_k^a-g\frac{\bar{\boldsymbol{y}}_n^a}{\left\|\bar{\boldsymbol{y}}_n^a\right\|}\right\|^2\right)\cdot \exp\left(-\frac{1}{2\sigma_\omega^2}\sum_{k\in\Omega_n}\left\|\boldsymbol{y}_k^\omega\right\|^2\right) \tag{7}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{y}}_n^a=\frac{1}{N}\sum_{k\in\Omega_n}\boldsymbol{y}_k^a$。

令 $T(z_n)=-\frac{2}{N}\ln L(z_n)$, 可得

$$T(z_n)=\frac{1}{N}\sum_{k\in\Omega_n}\left(\frac{1}{\sigma_a^2}\left\|\boldsymbol{y}_k^a-g\frac{\bar{\boldsymbol{y}}_n^a}{\left\|\bar{\boldsymbol{y}}_n^a\right\|}\right\|^2+\frac{1}{\sigma_\omega^2}\left\|\boldsymbol{y}_k^\omega\right\|^2\right)<\gamma' \tag{8}$$

式中: $\gamma'=-\frac{2}{N}\ln(\gamma)$, 表示阈值大小; $\sigma_a^2$和$\sigma_\omega^2$分别为加速度计和陀螺仪的噪声方差; $N$ 为窗口的大小。当$T(z_n)$小于阈值$\gamma'$时, 将采样区间判断为零速, 最终构成零速区间。

## 2　非线性空间映射

区分零速区间与非零速区间要将不同区间内的数据差异性放大, 并缩小相同区间内数据的差异性。受机器学习中激励函数概念的启发, 本文设计了一种非线性函数, 将零速区间与非零速区间交界处的数据映射到非线性空间中。在映射空间中, 零速区间与非零速区间内的数据保持平稳。非线性函数如下:

$$f(x)=5\frac{\mathrm{e}^{2(x-1)}+\mathrm{e}^{-2(x-1)}-2}{\mathrm{e}^{2(x-1)}+\mathrm{e}^{-2(x-1)}+2} \tag{9}$$

非线性函数 $f(x)$及其导数的函数图像如图 2 所示。

当$x\in(-\infty,1)$时, $f'(x)<0$; 当$x\in(1,+\infty)$时, $f'(x)>0$; 当 $x=1$时 $f(x)$最小, 且 $f(x)=0$。函数 $f(x)$的上限为 5。

设$g$为本地重力加速度值, $\alpha_t$为第 $t$ 时刻合加速度幅值, $p_t$为第 $t$ 时刻合加速度幅值与本地重力加速度之比:

$$p_t=\alpha_t/g \tag{10}$$

根据式 (10) 可知, 在零速区间内, $\alpha_t$接近于当地重力加速度, $p_t$接近于 1, 将 $p_t$作为变量代入式 (9), 函数值趋于 0。

如图 3 和图 4 所示, 图 3(a) 为行走状态下的合加速度幅值数据, 将其映射到非线性空间中, 结果如图 3(b) 所示, 可以看出, 在非线性空间中, 零速区间内的数据平稳无波动, 非零速区间内的数据最大不超过 5。图 4(a) 为慢跑状态下的加速度数据, 将其映射到非线性空间中, 结果如图 4(b) 所示, 可以看出, 在非线性空间中, 零速区间内的数据稳定保持在 0 附近, 由于慢速奔跑时合加速度幅值变化极大, 在非线性空间中数据变化速度较快, 零速区间与非零速区间数据差异较大, 但最大值不超过 5。

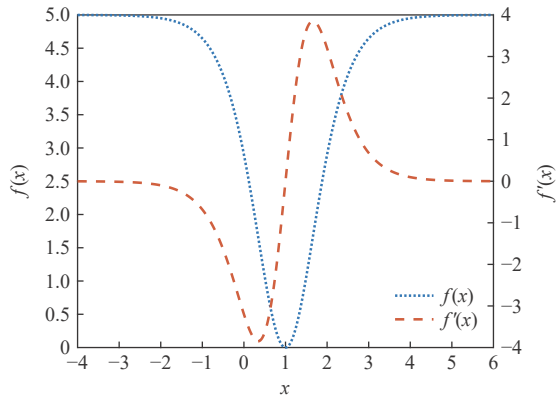
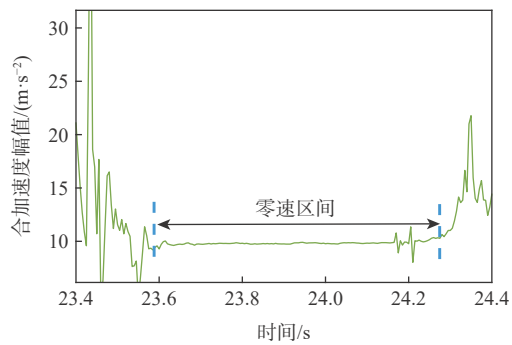
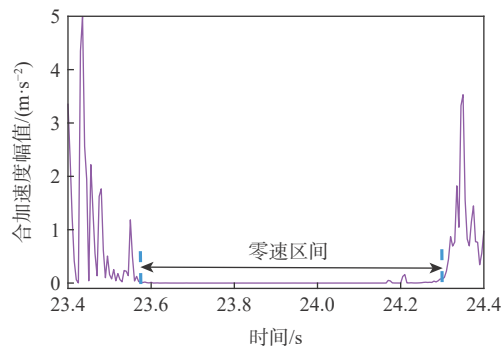



图 2　非线性函数图像与导数图像

Fig. 2　Non-linear function image and derivative image



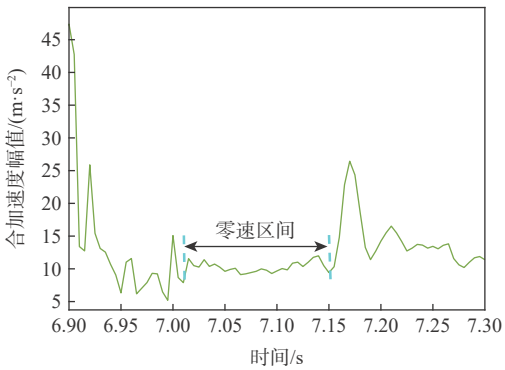

(a) 合加速度幅值变化曲线



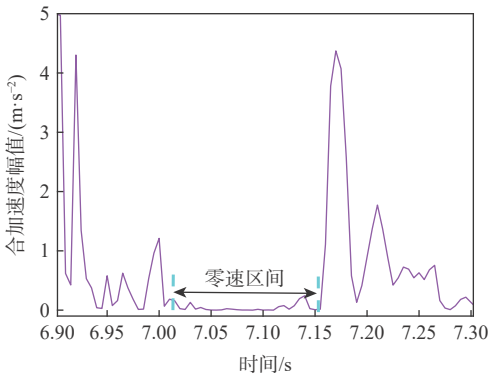

(b) 非线性空间映射变化曲线

图 3　行走情况下的合加速度幅值和非线性空间映射变化曲线

Fig. 3　Acceleration amplitude and nonlinear spatial mapping in case of walking




(a) 合加速度幅值曲线




(b) 非线性空间映射变化曲线

图 4 慢跑情况下的合加速度幅值和非线性空间映射变化曲线

Fig. 4 Acceleration amplitude and nonlinear spatial mapping in case of jogging

待聚类的 IMU 测量的加速度数据通过非线性空间映射处理后，可将非零速区间内的合加速度幅值压缩至 5 附近，零速区间内的合加速度幅值压缩至 0 附近，令簇内样本距离减小，簇与簇间距离增加，聚类效果更好。

## 3 基于 K-means 聚类的零速区间优化算法

### 3.1 K-means 聚类算法

聚类分析又称群分析，是研究分类问题的一种统计分析方法，同时也是数据挖掘的重要算法。聚类算法主要有层次法 (hierarchical methods)、基于密度的方法 (density-based methods)、基于网格的方法 (grid-based methods)、基于模型的方法 (model-based methods)。本文算法采用 K-means 聚类算法，具有简洁高效的特点。

K-means 聚类算法是一种无监督学习算法。该算法先确定簇的个数$K$，再将$n$个数据划分到$K$个簇中。相同簇内的数据相似度较高，不同簇内的数据相似度较低。具体步骤如下：

**步骤 1** 从样本集中随机抽取$K$个样本作为初始均值向量。

**步骤 2** 计算样本与各均值向量的距离，根据样本距离最近的均值向量，将样本划入相应的簇。

**步骤 3** 计算新的均值，即簇内平均值$x$，将均值向量更新。

**步骤 4** 重复步骤 2、步骤 3，直到均值向量均不更新。

本文提出的惯性行人导航零速区间检测的非线性空间 K-means 聚类算法具体做法是：首先，通过 GLRT 零速检测算法获取初始零速区间；其次，以该零速区间的开始时刻与结束时刻为中心，以$n$为半窗口采样数量，确定一个窗口大小为$(2n+1)$的优化区间；然后，将优化区间内的合加速度幅值数据映射到非线性空间中，对非线性空间中的数据进行 K-means 聚类，其中，$K$ 值取 2，距离度量采用欧氏距离；最后，根据聚类结果确定出更精确的零速区间。在不同的运动状态下，$K$ 值无需调整。

### 3.2 检验噪声

在 K-means 聚类过程中，因易受到噪声的影响，可能会在同一次聚类中出现多段零速与非零速区间。为解决该问题，本文根据文献 [13] 设计了一种反馈检验方法。

取聚类后区间状态变化次数为 $N$，当 $N$=1 时，无噪声干扰，否则存在噪声干扰。当存在噪声干扰时，根据持续时间长短划分出真静态、假静态、真动态和假动态。利用邓恩指数（Dunn validity index, DVI）作为评判聚类性能度量内部指标[19]，邓恩指数越大则聚类性能越好。

$$D=\min_{1\leqslant i\leqslant k}\left\{\min_{j\neq 1}\left(\frac{d_{\min}\left(C_i,C_j\right)}{\max\limits_{\substack{1\leqslant l\leqslant k\\ j\neq 1}}\operatorname{diam}\left(C_l\right)}\right)\right\} \tag{11}$$

式中：$D$ 为邓恩指数；$d_{\min}\left(C_i,C_j\right)=\min\limits_{x_i\in C_i,x_j\in C_j}\operatorname{dist}\left(x_i,x_j\right)$，反映簇与簇最近样本间的距离；$\operatorname{diam}\left(C_l\right)=\max\limits_{1\leqslant i\leqslant j\leqslant |C|}\operatorname{dist}(x_i,x_j)$，反映簇内样本间的最远距离；$\operatorname{dist}\left(x_i,x_j\right)$为样本之间的距离。计算静态聚类效果$D_{\text{static}}$和动态聚类效果$D_{\text{trends}}$，如果$D_{\text{static}}>D_{\text{trends}}$，则静态聚类效果更好，将假静态划分为动态，反之则动态聚类效果更好，将假动态划分为静态。

基于非线性空间映射的 K-means 聚类惯性行人导航零速区间优化算法流程如图 5 所示。

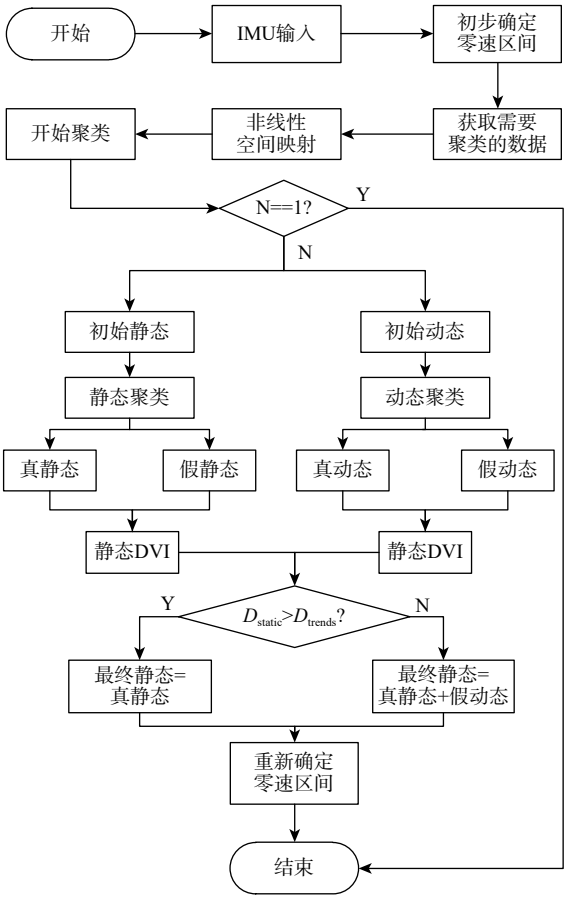



图 5　优化算法流程

Fig. 5　Flow chart of optimization algorithm

(a) 惯性传感器安装位置

(b) 惯性行人导航系统构成

图 6　MIMU 惯性传感器安装位置及行人导航系统构成

Fig. 6　Installation position of MIMU inertial sensor and composition of pedestrian navigation system

## 4　实验验证

笔者课题组开发的惯性行人导航系统由 MIMU 惯性传感器、信号采集传输和导航计算机组成。其中, MIMU惯性传感器采用荷兰 Xsens 公司生产的 Mti-G-710系列 MEMS 惯性传感器, 具有三轴加速度计和陀螺仪, 加速度计零偏稳定性为 15 μ重力加速度, 陀螺仪零偏稳定性为 10 (°)/h, 加速度计的量程为±20 *g*, 陀螺仪的量程为±450 (°)/s, Mti-G-710 采集加速度及角速度数据的频率设置为 200 Hz。导航计算机操作系统为 Windows 10, 处理器型号为 AMD Ryzen 75800H, 利用 MATLAB 2020a 对 Mti-G-710 惯性传感器采集到的数据进行解算, 最终得到行人的精确位置。MIMU 惯性传感器安装位置及惯性行人导航系统构成分别如图 6(a) 和图 6(b) 所示。

### 4.1　非线性空间映射有效性验证

为验证非线性空间映射的有效性, 将是否引入非线性空间映射作为实验变量, 比较非线性空间的 K-means 聚类算法和一般 K-means 聚类算法。二者初始条件相同, *K* 值取 2。同时为了避免 K-means 聚类陷入局部最优问题, 对优化区间内的数据进行多次聚类, 且聚类次数相同。选取具有最小距离总和的 K-means 聚类作为最终结果。

为保证非线性空间映射有效性验证的可靠性, 引入 2 种判定方法。先利用 DVI 指数对聚类效果进行判定, 再通过实验验证, 证明其有效性。

#### 4.1.1　数据理论性验证

取 5 组 Mti-G-710 惯性传感器采集的行人步行数据, 分别利用上述 2 种算法进行解算, 得到 2 种算法的平均 DVI 指数如表 1 所示。

通过表 1 数据可以看出, 非线性空间的 K-means 聚类算法的平均 DVI 指数大于一般的 K-means 聚类算法, 证明非线性空间的 K-means 聚类算法聚类性能更好。

**表 1　不同算法平均 DVI 指数**

**Table 1　Average DVI indexs of different algorithms**

| 序号 | 一般的K-means 聚类算法 | 非线性空间的 K-means聚类算法 |
|---|---|---|
| 1 | 0.259 4 | 0.815 7 |
| 2 | 0.272 8 | 0.578 9 |
| 3 | 0.308 0 | 0.534 0 |
| 4 | 0.304 4 | 0.538 7 |
| 5 | 0.260 5 | 0.531 9 |

#### 4.1.2　非线性空间有效性实验验证

实验人员按照 17 m×9 m 的基准矩形路线以

0.7 m/s 的速度匀速行走一圈，实验的起点和终点为同一位置。实验结果如图 7 所示。

由图 7 可以看出，棕色虚线更贴合实验基准路径，一般的 K-means 聚类算法的导航误差为 0.97% 里程，非线性空间的 K-means 聚类算法的导航误差为 0.42% 里程，非线性空间的 K-means 聚类算法导航精度更高，证明非线性空间映射模块有效。

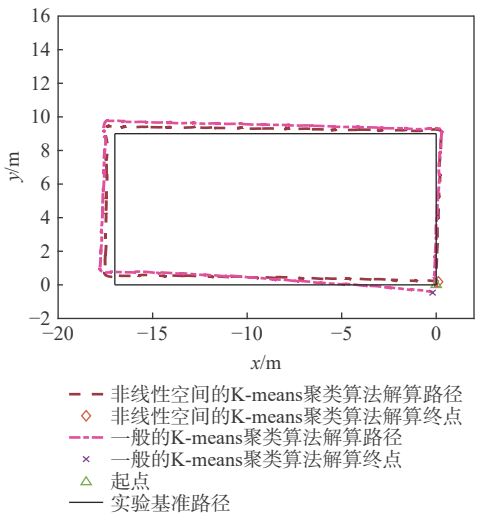



图 7 实验路径对比

Fig. 7 Experimental path comparison

### 4.2 算法实时性验证

为验证算法的实时性，取采集到的 4 组 Mti-G-710 惯性传感器行人运动数据，分别通过本文算法、GLRT 算法和基于 K-means 聚类的步态特征提取算法（下文简称算法 1、算法 2、算法 3）进行解算。统计结果如表 2 所示，$T_1$ 为算法 1 的解算时间，$T_2$ 为算法 2 的解算时间，$T_3$ 为算法 3 的解算时间。可以看出，算法 1 在计算时间上相较于算法 2，计算时间长，计算量大，但相比算法 3 计算时间有显著降低，算法实时性更好。

**表 2 3 种算法运行时间结果**

**Table 2 Runtime results of three kinds of algorithms**

| 序号 | $T_1$/s | $T_2$/s | $T_3$/s |
|---|---|---|---|
| 1 | 143.781 | 5.293 | 298.862 |
| 2 | 46.623 | 3.998 | 100.997 |
| 3 | 125.138 | 5.521 | 247.865 |
| 4 | 125.862 | 7.401 | 254.176 |

### 4.3 运动速度适应性验证

为验证优化算法的有效性，采用算法 1、算法 2 和算法 3 对匀速行走和变速行走 2 种运动状态进行实验。实验人员按照转折点 1 至转折点 6 的顺序沿基准路线分别匀速行走和变速行走一圈。在 3 种算法的解算轨迹中，同时取相应的转折点及终点，作为实际行走轨迹参考点在解算轨迹中的对应点，如图 8 所示。

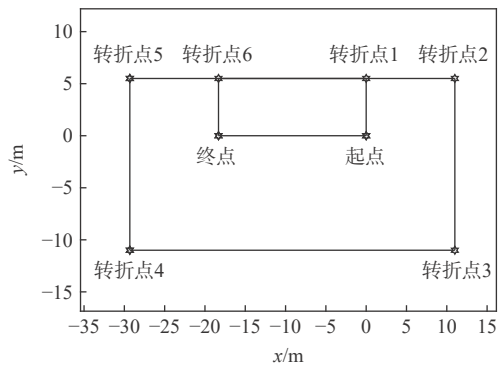



图 8 实验路线

Fig. 8 Experimental roadmap

定义 $r_{\text{correspond}}=(x_{\text{correspond}},y_{\text{correspond}})$、$r_{\text{reference}}=(x_{\text{reference}},y_{\text{reference}})$分别为对应点和参考点的坐标。则对应点与参考点的位置误差定义为

$$\Delta r=\|r_{\text{correspond}}-r_{\text{reference}}\|=\sqrt{\left(x_{\text{correspond}}-x_{\text{reference}}\right)^2+\left(y_{\text{correspond}}-y_{\text{reference}}\right)^2} \tag{12}$$

分别计算$n$个对应点与$n$个参考点的位置误差，将$n$个位置误差取平均值，作为解算轨迹与实际轨迹的导航轨迹误差平均值$\Delta R$；对$n$个位置误差求标准差，作为解算轨迹与实际轨迹的导航轨迹误差标准差$\Delta S$，计算方法为

$$\Delta R=\frac{\sum_{i=1}^{n-1}\Delta r_{\text{turning}}+\Delta r_{\text{destination}}}{n} \tag{13}$$

$$\Delta S=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(\Delta r_i-\Delta R)^2}{n-1}}\qquad i=1,2,\cdots,n \tag{14}$$

式中：$\Delta r_{\text{turning}}$为转折点的位置误差；$\Delta r_{\text{destination}}$为终点的位置误差；$i=1,2,\cdots,n$分别代表转折点 1 至转折点$n-1$和终点。通过导航轨迹误差平均值及标准差两个定量指标，即可量化 3 种算法解算轨迹与实际轨迹的接近程度，从而评估 3 种算法的导航精度。

#### 4.3.1 匀速行走

实验人员携带 Mti-G-710 惯性传感器按照基准实验路线以 0.7 m/s 的速度匀速行走，如图 9 所示。

统计结果如表 3 所示，实验的起点为同一点。算法 1、算法 2 和算法 3 解算出的路径与基准实验路径比较，计算得到的导航轨迹误差平均值$\Delta R$分别为 1.59 m、2.07 m 和 1.97 m，导航轨迹误差标准差$\Delta S$分别为 0.58 m、0.99 m 和 0.73 m。算法 1 具有最小的导航轨迹误差平均值，仅为总路程的 1.49%，相

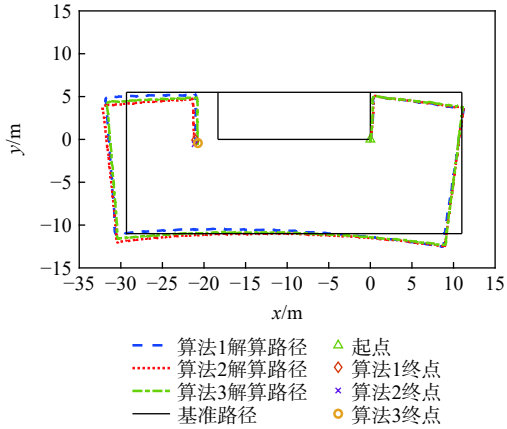



图 9　匀速行走状态下实验路径对比

Fig. 9　Path comparison of experiments under constant speed walking

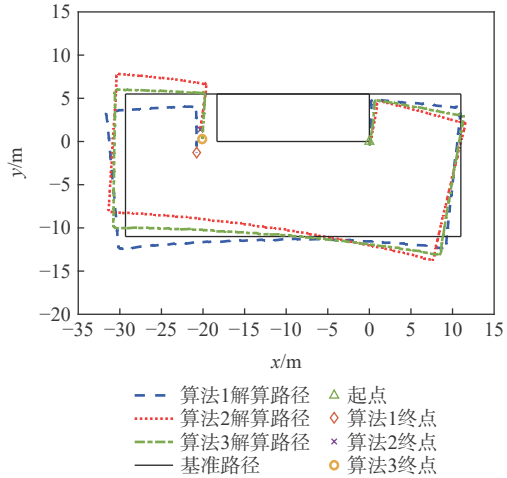



图 10　变速行走状态下实验路径对比

Fig. 10　Path comparison of experiments in mixed motion state

**表 3　匀速行走状态下 3 种算法位置误差与导航轨迹误差**

**Table 3　Position error and navigation track error of three kinds of algorithm in uniform walking state**　　m

| 算法 | 参考点坐标 | 对应点坐标 | $\Delta r$ | $\Delta R$ | $\Delta S$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 算法1 | (0,5.5) | (0.31,5.07) | 0.53 | 1.59 | 0.58 |
| | (11,5.5) | (11.05,3.94) | 1.56 | | |
| | (11,−11) | (9.17,−11.94) | 2.05 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.27,−11.02) | 0.95 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−31.08,4.95) | 1.84 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−20.40,5.11) | 2.12 | | |
| | (−18.32,0) | (−20.47,−0.07) | 2.08 | | |
| 算法2 | (0,5.5) | (0.24,5.27) | 0.33 | 2.07 | 0.99 |
| | (11,5.5) | (11.05,3.93) | 1.57 | | |
| | (11,−11) | (9.16,−12.09) | 2.14 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.30,−11.87) | 1.31 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−32.03,3.70) | 3.25 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−21.15,4.22) | 3.11 | | |
| | (−18.32,0) | (−21.03,−0.68) | 2.79 | | |
| 算法3 | (0,5.5) | (0.34,4.92) | 0.67 | 1.97 | 0.73 |
| | (11,5.5) | (10.52,3.73) | 1.83 | | |
| | (11,−11) | (9.01,−12.26) | 2.36 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.32,−11.61) | 1.17 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−31.69,4.09) | 2.76 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−20.83,4.81) | 2.60 | | |
| | (−18.32,0) | (−20.73,−0.42) | 2.45 | | |

较于算法 2 减小了 23.2%, 相较于算法 3 减小了 19.3%。算法 1 又具有最小的导航轨迹误差标准差, 相较于算法 2 减小了 41.4%, 相较于算法 3 减小了 20.5%。在匀速行走状态下, 非线性空间 K-means聚类算法较 GLRT 算法和基于 K-means 聚类的步态特征提取算法精度上有显著提高。

4.3.2　变速行走

实验人员按照基准实验路线以 0.7 m/s 及 2 m/s 的速度沿相同路径作变速运动, 如图 10 所示。统计结果如表 4 所示。算法 1、算法 2 和算法 3 解算出的路径与基准实验路径比较, 计算得到的导航轨迹误差平均值$\Delta R$分别为 1.73 m、2.77 m 和 1.89 m, 导航轨迹误差标准差$\Delta S$分别为 0.63 m、1.03 m 和 0.71 m。算法 1 具有最小的导航轨迹误差平均值, 仅为总路程的 1.63%, 相较于算法 2 减小了 37.5%, 相较于算法 3 减小了 8.5%。算法 1 又具有最小的导航轨迹误差标准差, 相较于算法 2 减小了 38.8%, 相较于算法 3 减小了 11.3%。在变速行走状态下, 非线性空间 K-means 聚类算法较 GLRT 算法和基于 K-means 聚类的步态特征提取算法精度上略有提高。

**表 4　3 种算法位置误差与导航轨迹误差**

**Table 4　Position error and navigation track error of three kinds of algorithm**　　m

| 算法 | 参考点坐标 | 对应点坐标 | $\Delta r$ | $\Delta R$ | $\Delta S$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 算法1 | (0,5.5) | (0.31,5.07) | 1.00 | 1.73 | 0.63 |
| | (11,5.5) | (11.05,3.94) | 2.30 | | |
| | (11,−11) | (9.17,−11.94) | 2.87 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.27,−11.02) | 1.74 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−31.08,4.95) | 1.18 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−20.40,5.11) | 1.16 | | |
| | (−18.32,0) | (−20.47,−0.07) | 1.85 | | |
| 算法2 | (0,5.5) | (0.24,5.27) | 1.35 | 2.77 | 1.03 |
| | (11,5.5) | (11.05,3.93) | 3.57 | | |
| | (11,−11) | (9.16,−12.09) | 4.34 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.30,−11.87) | 3.66 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−32.03,3.70) | 2.45 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−21.15,4.22) | 1.63 | | |
| | (−18.32,0) | (−21.03,−0.68) | 2.42 | | |
| 算法3 | (0,5.5) | (0.34,4.92) | 1.06 | 1.89 | 0.71 |
| | (11,5.5) | (10.52,3.73) | 2.54 | | |
| | (11,−11) | (9.01,−12.26) | 3.29 | | |
| | (−29.32,−11) | (−30.32,−11.61) | 1.69 | | |
| | (−29.32,5.5) | (−31.69,4.09) | 1.34 | | |
| | (−18.32,5.5) | (−20.83,4.81) | 1.53 | | |
| | (−18.32,0) | (−20.73,−0.42) | 1.80 | | |

### 4.4 长距离长航时运动算法可靠性验证

为验证优化算法在长距离、长航时运动状态下的可靠性，将实验场地替换为标准 400 m 跑道，实验人员按照最内环跑道逆时针行走一圈。400 m 跑道卫星图如图 11 所示。

分别利用算法 1、算法 2 和算法 3 对 Mti-G-710 惯性传感器采集到的数据进行解算，解算结果如图 12 所示。算法 1 的导航误差为 4.31% 里程，算法 2 的导航误差为 10.17% 里程，算法 3 的导航误差为 5.79% 里程。算法 1 具有最小里程误差，导航精度最高，在长距离、长航时运动条件下的可靠性更强。

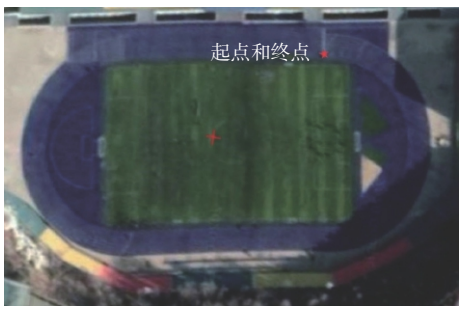



图 11 400 m 跑道卫星图

Fig. 11 Satellite map of 400 m runway

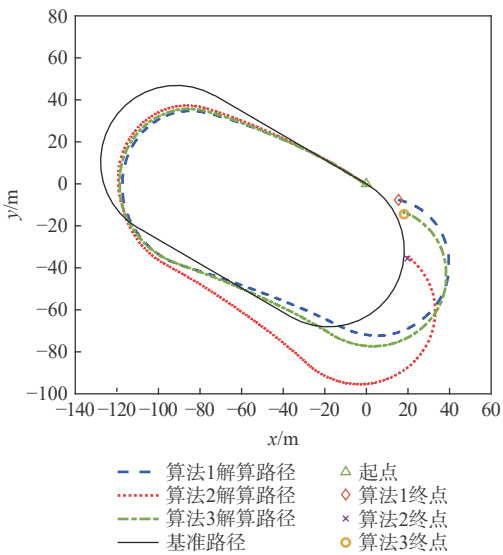



图 12 长距离长航时运动状态下的实验的路径对比

Fig. 12 Path comparison of experiments under long-distance and long endurance motion

## 5 结 论

本文提出的惯性行人导航零速区间检测的非线性空间 K-means 聚类算法，在减小阈值对零速区间影响的前提下，一定程度上减少了计算量，提升了计算时间。在匀速行走和变速行走 2 种运动状态下，相较于 GLRT 算法和基于 K-means 聚类的步态特征提取算法定位精度有所提升。

1）将传统的零速区间检测划分为初步确定零速区间、确定优化区间、非线性空间映射和零速区间优化 4 个步骤。利用零速区间检测的非线性空间 K-means 聚类算法对初始零速区间进行优化。

2）对提出的非线性空间映射的有效性进行了验证，经实验得出其可以有效提高零速区间优化效果，提升定位精度。

3）提出的零速区间优化算法确保了一定的实时性。在计算时间的对比实验中，相较于 K-means 聚类的步态特征提取算法，有效减少了计算时间。

4）在 3 种运动模式的实验中，本文算法能够有效提高定位精度。在匀速行走和变速行走的情况下，导航轨迹误差平均值仅为总路程的 1.49% 和 1.63%，比 GLRT 算法分别减小了 23.2% 和 37.5%，比基于 K-means 聚类的步态特征提取算法分别减小了 19.3% 和 8.5%。导航轨迹误差标准差仅为 0.58 m 和 0.63 m，比 GLRT 算法减小了 41.4% 和 38.8%，比基于 K-means 聚类的步态特征提取算法减小了 20.5% 和 11.3%。在长距离、长航时行走的情况下，本文算法导航误差最小，导航精度最高。

5）提出的零速区间优化算法理论上可以应用于大部分运动情况，具有良好的工程应用价值。

6）提出的零速区间优化算法理论上可以优化任意传统的零速区间检测算法，具有普适性强的特点。

## 参考文献（References）

[1] 裴凌，刘东辉，钱久超. 室内定位技术与应用综述[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(18): 1-10.
PEI L, LIU D H, QIAN J C. A survey of indoor positioning technology and application[J]. Navigation Positioning and Timing, 2017, 4(18): 1-10(in Chinese).

[2] MINNE K, MACOIR N, ROSSEY J, et al. Experimental evaluation of UWB indoor positioning for indoor track cycling[J]. Sensors, 2019, 19(9): 2041.

[3] XU H, DING Y, LI P, et al. An RFID indoor positioning algorithm based on Bayesian probability and K-nearest neighbor[J]. Sensors, 2017, 17(8): 1806.

[4] LIU F, LIU J, YIN Y, et al. Survey on WiFi-based indoor positioning techniques[J]. IET Communications, 2020, 14(9): 1372-1383.

[5] OU C W, CHAO C J, CHANG F S, et al. A ZigBee position technique for indoor localization based on proximity learning[C]//Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2017: 875-880.

[6] 潘献飞，穆华，胡小平. 单兵自主导航技术发展综述[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(1): 1-11.
PAN X F, MU H, HU X P. A survey of the development of autonomous navigation technology for individual soldier[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(1): 1-11(in Chinese).

[7] ELWELL J. Inertial navigation for the urban warrior[C]//Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers. Bellingham: SPIE, 1999, 3709: 196-204.

[8] MA M, SONG Q, GU Y, et al. An adaptive zero velocity detection algorithm based on multi-sensor fusion for a pedestrian navigation system[J]. Sensors, 2018, 18(10): 3261.

[9] WANG Y S, SHKEL A M. Adaptive threshold for zero-velocity detector in ZUPT-aided pedestrian inertial navigation[J]. IEEE Sensors Letters, 2019, 3(11): 1-4.

[10] 王凯龙. GNSS和IMU的室内外行人无缝导航方法研究[D]. 南昌: 南昌大学, 2018.
WANG K L. The method research of indoor and outdoor pedestrians seamless navigation based on GNSS and IMU[D]. Nanchang: Nanchang University, 2018(in Chinese).

[11] SUN W, DING W, YAN H F, et al. Zero velocity interval detection based on a continuous hidden Markov model in micro inertial pedestrian navigation[J]. Measurement Science and Technology, 2018, 29(6): 065103.

[12] 戴洪德, 李松林, 周绍磊, 等. 基于伪标准差和N-P准则的行人导航零速检测[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(6): 701-707.
DAI H D, LI S L, ZHOU S L, et al. Pedestrian navigation zero-velocity detection based on pseudo-standard deviation and N-P criterion[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(6): 701-707(in Chinese).

[13] WAGSTAFF B, KELLY J. LSTM-based zero-velocity detection for robust inertial navigation[C]//Proceedings of the 2018 International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-8.

[14] SKOG I, HANDEL P, NILSSON J O, et al. Zero-velocity detection—An algorithm evaluation.[J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 2010, 57(11): 2657-2666.

[15] WAHLSTRÖM J, SKOG I, GUSTAFSSON F, et al. Zero-velocity detection—A Bayesian approach to adaptive thresholding[J]. IEEE Sensors Letters, 2019, 3(6): 1-4.

[16] 孙伟, 宋如意, 丁伟. 步态特征提取的K均值聚类自适应判别[J]. 测绘科学, 2019, 44(12): 29-34.
SUN W, SONG R Y, DING W. Adaptive gait features discrimination based on K means clustering[J]. Science of Surveying and Mapping, 2019, 44(12): 29-34(in Chinese).

[17] LI Y, WANG J J. A pedestrian navigation system based on low cost IMU[J]. Journal of Navigation, 2014, 67(6): 929-949.

[18] WANG Z L, ZHAO H Y, QIU S, et al. Stance-phase detection for ZUPT-aided foot-mounted pedestrian navigation system[J]. IEEE-ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20(6): 3170-3181.

[19] FAHAD A, ALSHATRI N, TARI Z, et al. A survey of clustering algorithms for big data: Taxonomy and empirical analysis[J]. IEEE Transactions on Emerging Topics in Computing, 2014, 2(3): 267-279.

# Nonlinear spatial K-means clustering algorithm for detection of zero-speed interval in inertial pedestrian navigation

MA Yufeng，DAI Shaowu，WANG Rui，DAI Hongde*，ZHENG Baidong

(Naval Aviation University，Yantai 264001，China)

**Abstract**：The accuracy of zero-speed zone recognition in the inertial pedestrian navigation system is directly correlated with the accuracy of pedestrian navigation based on the zero velocity update (ZUPT). This paper designs a zero-speed interval detection algorithm based on the combination of nonlinear space mapping and a K-means clustering algorithm. Firstly, the initial zero speed interval is determined by the classical zero speed detection algorithm generalized likelihood ratio test (GLRT); then select the acceleration data at the junction of the zero-speed interval and the non-zero-speed interval, and use the resultant acceleration amplitude as a variable to map to the designed In the nonlinear space, enlarge the data difference; then use the K-means clustering algorithm to cluster the mapped data, and determine the more accurate zero-speed interval after de-noising processing; finally,verify the effectiveness of nonlinearity spatial K-means clustering zero-speed interval detection algorithm through the inertial pedestrian navigation system experiment. Experiments show that the positioning accuracy of the nonlinear spatial K-means clustering algorithm for zero speed interval detection of inertial pedestrian navigation proposed in this paper is significantly improved compared with the GLRT algorithm and zero speed detection algorithm based on K-means clustering, and is verified by experiments in three motion modes: constant speed walking, variable speed walking and long-distance and long-time walking. In addition, compared with the zero speed detection algorithm based on K-means clustering, the amount of calculation is reduced. The zero speed interval detection algorithm can adapt to different motion states without adjusting the threshold at any time, and can theoretically optimize any traditional zero speed interval detection algorithm, which has good engineering application value.

**Keywords**：zero-speed detection; inertial pedestrian navigation; nonlinear spatial mapping; K-means clustering; zero-speed interval

**Received**：2021-12-16；**Accepted**：2022-03-20；**Published Online**：2022-05-10 10：09

**URL**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220509.1437.006.html

**Foundation items**：Shandong Provincial Natural Science Foundation (ZR2017MF036); Development Plan of Young Innovation Team of Colleges and Universities in Shandong Province (2020KJN003)

* **Corresponding author**. E-mail：13954559561@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0765

# 成分数据典型相关分析的增量算法

孔博傲[1]，卢珊[2,*]，王惠文[3,4]

(1. 北京航空航天大学 数学科学学院，北京 100191；2. 中央财经大学 统计与数学学院，北京 100081；
3. 北京航空航天大学 经济管理学院，北京 100191；4. 城市运行应急保障模拟技术北京市重点实验室，北京 100191)

**摘 要**：成分数据典型相关分析（CCAI）是一种研究多个成分数据变量之间线性相关关系的方法，在经济、管理、地质、化学等多个领域应用广泛。在海量数据背景下，研究如何针对成分数据流展开典型相关建模分析，具有重要的理论意义和实用价值。为此，提出了成分数据典型相关分析的增量方法，通过对增量成分数据的协方差分解，实现对成分数据流典型相关性的精确计算。同时，给出序贯式和并行式2种分块增量算法，可处理多组成分数据的数据流建模问题，序贯式分块增量算法，按照数据流的先后顺序进行计算，并行式分块增量算法可以达到提高计算效率的目的。通过对不同概率分布和样本规模的成分数据流的仿真研究及微博假新闻的实例分析，验证了所提算法相比于传统的非增量算法，在保证计算准确性的前提下，具有提高运算效率的优势。

**关 键 词**：成分数据；典型相关分析；数据流；协方差矩阵；特征分解
**中图分类号**：O212.4
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2851-08

$D$维成分数据 (compositional data) 一般指一个非负实值向量 $\boldsymbol{x}=(x_1,x_2,\cdots,x_D)^{\mathrm{T}}$，其具有定和限制，即各分量之和为1。这是一种定量表示个体各部分结构信息的数据类型，通常由百分比或比例的形式给出。在实践应用中，成分数据经常出现于经济、管理、地质、化学、医学等多个领域[1-6]。关于成分数据的多元分析已有相应方法被提出，如成分数据的主成分分析[7-8]、最小二乘回归[9-10]、偏最小二乘回归[11]、切片逆回归[12]及广义狄利克雷多项式回归[13]等方法。同时，针对成分数据的路径分析模型[14]、线性混合效应模型[15]及成分数据的变量筛选方法[16]也陆续被提出。

典型相关分析（canonical correlation analysis, CCA）是研究2组数据表相关关系的一种建模方式，在图像和文本分析等领域具有重要的应用价值[17]。其通过对2组数据所处的空间分别进行正交变换，从而提取出2组数据相关性最强的部分，即所谓的典型主轴，并以主轴代替原数据表，比较2个数据表之间的相关关系[18]。当数据表中的单元为成分数据时，也可通过特定的数学变换解除其约束条件，并依此定义成分数据的相关系数，进而进行典型相关分析的求解[19]。

近年来，随着数据收集技术的不断成熟，在金融数据分析、用户行为分析等场景中，数据源源不断地以数据流的形式到达，使得增量算法提出和应用变得愈发重要。自增量学习的理念提出以来，越来越多的建模方式使得人们可以通过历史计算结果和当前新获取的数据来进行模型更新。目前，在多元统计分析领域，已有多种不同的增量建模方法被相继提出，如在线主成分分析[20-21]、在线偏最小二乘回归[22]等。在多元统计分析领域，也有针对成分数据的在线协方差矩阵分解方法被提出[23]。

在针对成分数据的典型相关分析建模过程中，

**收稿日期**：2021-12-20；**录用日期**：2022-05-06；**网络出版时间**：2022-05-16 17:44
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220516.1454.001.html
**基金项目**：国家自然科学基金 (72021001,72001222)
*通信作者. E-mail：shan.lu@cufe.edu.cn

*引用格式：孔博傲，卢珊，王惠文. 成分数据典型相关分析的增量算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2851-2858.*
*KONG B A，LU S，WANG H W. Incremental computing methods of canonical correlation analysis for compositional data streams[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2851-2858 (in Chinese).*

关键是求解出样本数据的协方差矩阵。在原有数据规模较大时，面对少量的新增数据流，如仍需经过大量的重复计算，则会造成时间上的浪费，严重影响计算效率。为解决这一问题，本文提出一种成分数据典型相关分析的增量算法，从而免于重复计算，实现计算效率的提升。同时，通过数值模拟的方式对本文算法的计算效率进行了验证。

## 1 预备知识

由于后续算法的提出需要涉及对成分数据的运算，首先介绍一些单形空间上向量的运算法则。

$D$维成分数据的全体构成$D$维单形空间$\boldsymbol{\Phi}_D$，即

$$\boldsymbol{\Phi}_D=\left\{\boldsymbol{x}\left|\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^D;x_i>0,i=1,\cdots,D;\sum_{i=1}^{D}x_i=1\right.\right\} \tag{1}$$

进一步地，可定义单形空间上的加法运算“$\oplus$”和数乘运算“$\otimes$”，对任意$\boldsymbol{\Phi}_D$中任意向量$\boldsymbol{x}$、$\boldsymbol{y}$和实数$\alpha\in\mathbf{R}$，有

$$\boldsymbol{x}\otimes\boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}(x_1y_1,x_2y_2,\cdots,x_Dy_D) \tag{2}$$

$$\alpha\otimes\boldsymbol{x}=\boldsymbol{C}\left(x_1^{\alpha},x_2^{\alpha},\cdots,x_D^{\alpha}\right) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{C}(\cdot)$为封闭运算，即

$$\boldsymbol{C}(z_1,z_2,\cdots,z_D)=\left(z_1\Big/\sum_{i=1}^{D}z_i,z_2\Big/\sum_{i=1}^{D}z_i,\cdots,z_D\Big/\sum_{i=1}^{D}z_i\right) \tag{4}$$

成分数据之间的内积定义为

$$(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})_{\Phi_D}=\sum_{i=1}^{D}\left(\ln\left(\frac{x_i}{g(\boldsymbol{x})}\right)\ln\left(\frac{y_i}{g(\boldsymbol{y})}\right)\right) \tag{5}$$

式中：$g(\boldsymbol{x})$、$g(\boldsymbol{y})$分别为$\boldsymbol{x}$、$\boldsymbol{y}$各分量的几何平均值。容易验证上述方式定义出的内积满足正定性、交换律和双线性。另外，Egozcue和Aitchison等对单形空间上的其他常用运算性质进行了梳理[24-25]。

对于$\boldsymbol{\Phi}_D$中的某个成分数据向量$\boldsymbol{x}$，要求其分量之和为常值，因此，对其进行统计建模具有一定困难。可以通过一系列对数比变换来解除上述约束，其中，Aitchison和Egozcue提出了中心对数比(centered log-ratio, CLR)变换[26]。上述变换能够将单形空间上的向量等距变换到欧氏空间中，便于对数据进一步分析处理。此后，为解决CLR变换所出现的共线性问题，Egozcue等对上述变换进行改进，并提出了等距对数比(isometric log-ratio, ILR)变换[24]。设$\boldsymbol{x}$经过ILR变换后的向量为$\boldsymbol{u}=(u_1,u_2,\cdots,u_{D-1})$，则

$$u_k=\sqrt{\frac{k}{k+1}}\left(\frac{1}{k}\sum_{i=1}^{n}\ln x_i-\ln x_{k+1}\right) \tag{6}$$

ILR变换可以将单形空间上的运算转化成欧氏空间上的运算，因此，可以运用欧氏空间上的各种统计建模手段对成分数据进行统计建模。特别地，可将内积运算转化成欧氏空间上的内积运算，即

$$(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})_{\Phi_D}=(\mathrm{ILR}(\boldsymbol{x}),\mathrm{ILR}(\boldsymbol{y})) \tag{7}$$

当$\boldsymbol{\Phi}_D$中$\boldsymbol{x}$、$\boldsymbol{y}$内积为0时，称$\boldsymbol{x}$、$\boldsymbol{y}$是正交的。

此外，对应于式(6)的ILR变换，其ILR逆变换公式为

$$x_k=\exp(y_k)\Big/\sum_{k=1}^{D}\exp(y_k) \tag{8}$$

式中：

$$y_k=\sum_{j=k}^{D}\frac{u_j}{\sqrt{j(j+1)}}-\sqrt{\frac{k-1}{k}}u_{k-1}\qquad u_0=u_D=0 \tag{9}$$

本文中，考虑矩阵$\boldsymbol{X}=(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_D)$，其中，$\boldsymbol{X}$中有$n$个样本点，每个样本点是一个$D$维的成分数据；$\boldsymbol{X}_j(j=1,2,\cdots,D)$为$\boldsymbol{X}$矩阵中的第$j$列。此时，称$\boldsymbol{X}$为成分数据表。

对$\boldsymbol{X}$各行分别进行ILR变换，并记得到的矩阵为$\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{U}_1,\boldsymbol{U}_2,\cdots,\boldsymbol{U}_{D-1})$，其中，$\boldsymbol{U}$的每个行向量为$\boldsymbol{X}$的对应行向量经ILR变换所得结果。此时，$\boldsymbol{U}$的各行也不再受定和约束，因此，可进行欧氏空间上的运算与分析。

## 2 成分数据典型相关的增量建模

### 2.1 成分数据典型相关分析

考虑2个维数分别为$D_1$和$D_2$的成分数据$\boldsymbol{X}=\left(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_{D_1}\right)$，$\boldsymbol{Y}=\left(\boldsymbol{Y}_1,\boldsymbol{Y}_2,\cdots,\boldsymbol{Y}_{D_2}\right)$，此时，可对其各个行向量分别施以ILR变换，并由此得到对应的矩阵$\boldsymbol{U}=\left(\boldsymbol{U}_1,\boldsymbol{U}_2,\cdots,\boldsymbol{U}_{D_1-1}\right)$，$\boldsymbol{V}=\left(\boldsymbol{V}_1,\boldsymbol{V}_2,\cdots,\boldsymbol{V}_{D_2-1}\right)$。为刻画$\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$之间的相关性，可选择典型主轴$\boldsymbol{a}$、$\boldsymbol{b}$，使得

$$\rho=\frac{\boldsymbol{a}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}\boldsymbol{b}}{\sqrt{\boldsymbol{a}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}_{UU}\boldsymbol{a}}\sqrt{\boldsymbol{b}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}_{VV}\boldsymbol{b}}} \tag{10}$$

取得最大值。式中：$\boldsymbol{\Sigma}_{XY}$为$\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$的协方差矩阵。事实上，这一过程相当于对数据所处空间进行正交变换，以找到使相关系数最大的典型主轴。

此时，设$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}$均可逆，则可知$\boldsymbol{a}$、$\boldsymbol{b}$分别为矩阵$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}\boldsymbol{\Sigma}_{VV}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}_{UU}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$的特征向量。进一步地，可由典型主轴构造典型成分$\boldsymbol{F}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{a}$，$\boldsymbol{G}=\boldsymbol{V}\boldsymbol{b}$，以进行后续的分析。

### 2.2 成分数据典型相关分析的一次性增量算法

本节导出上述问题的增量算法。记$\boldsymbol{U}_i=(u_{1i},u_{2i},\cdots,u_{ni})^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{V}_j=\left(v_{1j},v_{2j},\cdots,v_{nj}\right)^{\mathrm{T}}$，其中，$\boldsymbol{U}_i$和$\boldsymbol{V}_j$分别为$\boldsymbol{U}$和$\boldsymbol{V}$中的某个列向量，$1\leqslant i\leqslant D_1-1$，$1\leqslant j$

$\leqslant D_2-1$。设 $\boldsymbol{U}_i$、$\boldsymbol{V}_j$分量的算数平均值分别为$\overline{u_i}$、$\overline{v_j}$, 即$\overline{u_i}=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{k=1}^{n}u_{ki}$、$\overline{v_j}=\dfrac{1}{n}\sum\limits_{k=1}^{n}{}^{n}v_{kj}$。同时, 设已存储了矩阵$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k\right)_{(D_1-1)\times(D_1-1)}$、$\left(\boldsymbol{V}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t\right)_{(D_2-1)\times(D_2-1)}$、$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j\right)_{(D_1-1)\times(D_2-1)}$。

对于$1\leqslant i,k\leqslant D_1-1$, $1\leqslant j,t\leqslant D_2-1$, 可得$\boldsymbol{U}_i$与$\boldsymbol{U}_k$之间的协方差为

$$\mathrm{Cov}(\boldsymbol{U}_i,\boldsymbol{U}_k)=\frac{1}{n}\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k-\overline{u_iu_k}\tag{11}$$

同样的, $\boldsymbol{V}_j$与$\boldsymbol{V}_t$、$\boldsymbol{U}_i$与$\boldsymbol{V}_j$之间的协方差为

$$\mathrm{Cov}\left(\boldsymbol{V}_j,\boldsymbol{V}_t\right)=\frac{1}{n}\boldsymbol{V}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t-\overline{v_jv_t}\tag{12}$$

$$\mathrm{Cov}\left(\boldsymbol{U}_i,\boldsymbol{V}_j\right)=\frac{1}{n}\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j-\overline{u_iv_j}\tag{13}$$

进一步讨论成分数据典型相关分析的增量算法。设$\boldsymbol{U}^*=\left(\boldsymbol{U}_1^*,\boldsymbol{U}_2^*,\cdots,\boldsymbol{U}_{D_1-1}^*\right)$, $\boldsymbol{V}^*=\left(\boldsymbol{V}_1^*,\boldsymbol{V}_2^*,\cdots,\boldsymbol{V}_{D_2-1}^*\right)$为新到来的数据集, 均包含$m$个样本点, 并且已经进行完 ILR 变换。记更新后的数据表为$\widetilde{\boldsymbol{U}}=\left(\widetilde{\boldsymbol{U}}_1,\widetilde{\boldsymbol{U}}_2,\cdots,\widetilde{\boldsymbol{U}}_{D-1}\right)$, $\widetilde{\boldsymbol{V}}=\left(\widetilde{\boldsymbol{V}}_1,\widetilde{\boldsymbol{V}}_2,\cdots,\widetilde{\boldsymbol{V}}_{D-1}\right)$。其中, $\widetilde{\boldsymbol{V}}_i=\begin{pmatrix}\boldsymbol{U}_i\\ \boldsymbol{U}_i^*\end{pmatrix}$, $\widetilde{\boldsymbol{V}}_j=\begin{pmatrix}\boldsymbol{V}_j\\ \boldsymbol{V}_j^*\end{pmatrix}$, 则有均值的增量公式为

$$\widetilde{\overline{u}}_i=\frac{1}{n+m}\left(n\overline{u}_i+m\overline{u}_i^*\right)\tag{14}$$

$$\widetilde{\overline{v}}_i=\frac{1}{n+m}\left(n\overline{v}_i+m\overline{v}_i^*\right)\tag{15}$$

根据式 (11)～式 (13) 的协方差计算, 更新后数据的协方差计算公式为

$$\mathrm{Cov}\left(\widetilde{\boldsymbol{U}}_i,\widetilde{\boldsymbol{U}}_k\right)=\frac{\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k+\boldsymbol{U}_i^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k^*}{n+m}-\overline{\widetilde{u}_i\widetilde{u}_k}\tag{16}$$

$$\mathrm{Cov}\left(\widetilde{\boldsymbol{V}}_j,\widetilde{\boldsymbol{V}}_t\right)=\frac{\boldsymbol{V}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t+\boldsymbol{V}_j^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t^*}{n+m}-\overline{\widetilde{v}_j\widetilde{v}_t}\tag{17}$$

$$\mathrm{Cov}\left(\widetilde{\boldsymbol{U}}_i,\widetilde{\boldsymbol{V}}_j\right)=\frac{\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j+\boldsymbol{U}_i^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j^*}{n+m}-\overline{\widetilde{u}_i\widetilde{v}_j}\tag{18}$$

因此, 在已知$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k\right)_{(D_1-1)\times(D_1-1)}$、$\left(\boldsymbol{V}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t\right)_{(D_2-1)\times(D_2-1)}$、$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j\right)_{(D_1-1)\times(D_2-1)}$的前提下, 对于新添数据, 只需要根据式 (14) 和式(15) 计算出更新后的样本平均值, 即可根据式 (16)～式 (18) 求得协方差矩阵$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}$。

之后, 便可通过基本的矩阵运算和特征值分解的方法, 实现对$\boldsymbol{a}$、$\boldsymbol{b}$的求解。上述算法的计算时间复杂度可达到$O\left(m\max\{D_1,D_2\}^2+\max\{D_1,D_2\}^3\right)$, 因此, 相比于非增量算法$O\left(n^2d+\max\{D_1,D_2\}^3\right)$的时间复杂度, 增量算法在$m$远小于$n$时可有效减小计算时间, 进而实现效率的提升。记$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}$由更新后所得的矩阵为$\widetilde{\boldsymbol{\Sigma}}_{UU}$、$\widetilde{\boldsymbol{\Sigma}}_{UV}$、$\widetilde{\boldsymbol{\Sigma}}_{VV}$, 给出算法的具体步骤。

**输入:** 原有样本点个数$n$; 在先前计算中, 已存储的$\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$各个分量均值$\left(\overline{u}_i\right)_{i=1}^{D_1-1}$、$\left(\overline{v}_j\right)_{j=1}^{D_2-1}$和矩阵$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k\right)_{(D_1-1)\times(D_1-1)}$、$\left(\boldsymbol{V}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_t\right)_{(D_2-1)\times(D_2-1)}$、$\left(\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_j\right)_{(D_1-1)\times(D_2-1)}$; 新增样本点个数$m$; 新增成分数据表$\boldsymbol{X}^*$、$\boldsymbol{Y}^*$。

**步骤 1** 对新增样本进行预处理。对$\boldsymbol{X}^*$、$\boldsymbol{Y}^*$各行进行 ILR 变换, 得到矩阵$\boldsymbol{U}^*=\left(\boldsymbol{U}_1{}^*,\boldsymbol{U}_2{}^*,\cdots,\boldsymbol{U}_{D_1-1}^*\right)=\left(u_{ij}^*\right)_{m\times(D_1-1)}$、$\boldsymbol{V}^*=\left(\boldsymbol{V}_1{}^*,\boldsymbol{V}_2{}^*,\cdots,\boldsymbol{V}_{D_2-1}^*\right)=\left(v_{ij}^*\right)_{m\times(D_2-1)}$。

**步骤 2** 计算并更新样本平均值。对$1\leqslant i\leqslant D_1-1$, $1\leqslant j\leqslant D_2-1$, 执行: ① 计算$\overline{u}_i^*=\dfrac{1}{m}\sum\limits_{j=1}^{m}u_{ij}^*$, $\overline{v}_i^*=\dfrac{1}{m}\sum\limits_{j=1}^{m}v_{ij}^*$; ② 更新$\overline{u}_i=\dfrac{1}{n+m}\left(n\overline{u}_i+m\overline{u}_i^*\right)$, $\overline{v}_i=\dfrac{1}{n+m}\cdot\left(n\overline{v}_i+m\overline{u}_i^*\right)$。

**步骤 3** 更新协方差矩阵。对$1\leqslant i,k\leqslant D_1-1$, 执行: ① 计算$\boldsymbol{U}_i^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k^*$; ② 更新$\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k=\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k+\boldsymbol{U}_i^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k^*$; ③计算$\mathrm{Cov}(\boldsymbol{U}_i,\boldsymbol{U}_k)=\dfrac{1}{n+m}\boldsymbol{U}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{U}_k-\overline{u_iu_k}$, 进而得到$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$, 并类似可得$\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$和$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}$。

**步骤 4** 求解特征向量。对$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}\boldsymbol{\Sigma}_{VV}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}_{UU}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$进行特征值分解, 得到典型主轴$\boldsymbol{a}$、$\boldsymbol{b}$。

### 2.3 分块增量算法

在实际应用时, 可能出现多组成分数据的数据集同时到达的情况, 因此, 可以通过多次更新数据矩阵实现分块的增量计算, 以下给出 2 种分块增量算法。

1) 序贯式分块增量算法, 即对新到的多组增量按顺序执行一次性增量算法的步骤 1～步骤 3, 最终得到相关系数矩阵并做分解。该算法继承了增量算法在效率上的优势, 并且能够得到准确的分解结果。

2) 并行式分块增量算法, 即对每组数据单独进行一次性算法中的步骤 1～步骤 3, 得到对应的数据矩阵$\widehat{\boldsymbol{\Sigma}}_{UU}$、$\widehat{\boldsymbol{\Sigma}}_{UV}$、$\widehat{\boldsymbol{\Sigma}}_{VV}$。再分别对各次计算中所得矩阵的各个分量取平均值, 并将之作为$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{UV}$、$\boldsymbol{\Sigma}_{VV}$的近似值, 并利用这一近似值求解典型主轴。该算法虽然会造成一定的误差, 但是在计算机上可以做到多线程并行实现, 因此, 在数据规模较大或计算机性能较好时, 可大幅减少运行时间。

## 3 模拟结果与分析

本节通过对满足给定概率分布的组合数据进行增量建模, 以说明增量建模的有效性。由于目前没有针对成分数据典型相关分析的仿真模拟实验, 在本文的仿真中, 仅侧重于对不同增量计算方式的时间进行对比。

为了引出模拟方案, 先给出随机向量狄利克雷分布的相关定义: 对于$D$维连续型随机向量$\boldsymbol{S}=$

$(S_1,S_2,\cdots,S_D)$, 其中, $\sum_{i=1}^{D}S_i=1$, 若$\boldsymbol{S}$满足狄利克雷分布, 则其概率密度函数$D(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\alpha})$为

$$D(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\alpha})=\frac{\Gamma(\alpha_0)}{\prod_{i=1}^{D}\Gamma(\alpha_i)}\prod_{i=1}^{D}S_i^{\alpha_i-1} \tag{19}$$

式中: $\boldsymbol{\alpha}=(\alpha_1,\alpha_2,\cdots,\alpha_D)$为浓度参数; $\alpha_0=\sum_{i=1}^{D}\alpha_i$; $\Gamma(\alpha)$为关于变量$\alpha$的Gamma函数。

在仿真模拟实验中, 考虑2组初始状态下分别含有$n$个$D$维成分数据向量的数据表$\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{U}_1,\boldsymbol{U}_2,\cdots,\boldsymbol{U}_D)$和$\boldsymbol{V}=(\boldsymbol{V}_1,\boldsymbol{V}_2,\cdots,\boldsymbol{V}_D)$之间的典型相关分析。具体地, 分别记2个数据表的第$i$个样本点对应的行向量分别为$\boldsymbol{u}_i'$、$\boldsymbol{v}_i'(1\leqslant i\leqslant n)$, 假设有$\theta n$组向量是以增量形式陆续被考虑到典型相关性的计算, 即样本点标号为$n+1\leqslant i\leqslant n+\theta n$的数据为新到来的数据, 其中, $0<\theta<1$为给定正常数, 并保证$\theta n$为整数。

在仿真实验的数据生成中, 将统一生成$n+\theta n$个样本点, 继而将后$\theta n$个样本点作为增量数据。具体地, 随机生成2组$D$维随机向量序列$\{\boldsymbol{u}_i'\}_{i=1}^{n+\theta n}$和$\{\boldsymbol{v}_i'\}_{i=1}^{n+\theta n}$, 其中, 前者服从浓度参数为$(5,1/2,5,1/2,\cdots)$(奇数项为5, 偶数项为1/2)的狄利克雷分布, 后者满足浓度参数为$(10,0.1,10,0.1,\cdots)$的狄利克雷分布。此时, 对$1\leqslant i\leqslant n+\theta n$, $\boldsymbol{u}_i'$、$\boldsymbol{v}_i'$分别为$D$维单形空间上的向量。

为了提高2组数据之间的线性相关性, 令$\boldsymbol{u}_i=0.75\boldsymbol{u}_i'+0.25\boldsymbol{v}_i',\boldsymbol{v}_i=0.25\boldsymbol{u}_i'+0.75\boldsymbol{v}_i'$, 则此时$\boldsymbol{u}_i$、$\boldsymbol{v}_i$$(1\leqslant i\leqslant n+\theta n)$仍然为成分数据。同时, 由于满足所用狄利克雷分布的随机向量具有较高的集中度, $\boldsymbol{u}_i$、$\boldsymbol{v}_i$之间往往具有较高的线性相关性。

此时, 由$\{\boldsymbol{u}_i\}_{i=1}^{n}$、$\{\boldsymbol{v}_i\}_{i=1}^{n}$所组成的数据表分别为$\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_n)^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{V}=(\boldsymbol{v}_1,\boldsymbol{v}_2,\cdots,\boldsymbol{v}_n)^{\mathrm{T}}$, 并将$\{\boldsymbol{u}_i\}_{i=n+1}^{n+\theta n}$、$\{\boldsymbol{v}_i\}_{i=n+1}^{n+\theta n}$作为增量计算过程中新到来的数据集。为了模拟算法在时间上的优势, 设计对比以下几种策略的成分数据典型相关分析算法:

1) 非增量算法。直接将新增数据同原有数据合并, 重新执行整个典型相关分析的计算过程, 并得到其典型主轴。

2) 一次性增量算法。对新增数据一次性执行增量算法的整个流程, 以计算其典型主轴。

3) 序贯式分块增量算法。将新增数据平均分为10部分, 并将每个部分视为一组新到数据, 执行序贯式分块增量算法。

4) 并行式分块增量算法。将新增数据平均分为4部分, 并将每个部分视为一组新到数据, 执行并行式分块增量算法得到协方差矩阵的近似值, 进而求出典型主轴及对应特征值的近似结果。本文仿真实验采用4线程完成分布式计算。

其中, 一次性增量算法所有的操作均不涉及对数据的近似处理, 因此, 所得到的结果是准确的。序贯式分块增量算法继承了这一特性, 因而得到的结果同样准确。而在并行式分块增量算法中, 将4次增量运算中所得到协方差矩阵各个分量取平均, 并以此近似代替实际的协方差矩阵, 因此并非为准确计算, 其误差分析将在后文仿真结果中进行讨论。

令$D=4,5,6$, 并对于某个固定的$D$, 再令$(n,\theta)$分别取$(10\,000,0.01)$、$(100\,000,0.01)$、$(100\,000,0.1)$和$(200\,000,0.1)$不同值。在一个固定$D$、$n$、$\theta$取值下, 分别按照上述4种算法重复计算100次, 比较各类算法的平均运行时间与方差, 具体结果如表1所示。同时, 图1给出了$D$、$n$、$\theta$不同的取值组合下, 一次性增量算法、序贯式分块增量算法和并行式分

**表1 增量算法的运行时间**

**Table 1 Running time of incremental methods** s

| $D$ | $n$ | $\theta$ | 一次性增量算法 | 序贯式分块增量算法 | 并行式分块增量算法 | 非增量算法 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 4 | 10 000 | 0.01 | 0.001 7 $(2.91\times10^{-7})$ | 0.002 4 $(2.71\times10^{-7})$ | 0.003 0 $(1.79\times10^{-7})$ | 0.309 5 $(1.60\times10^{-4})$ |
| | 100 000 | 0.01 | 0.013 5 $(1.32\times10^{-6})$ | 0.018 0 $(3.31\times10^{-6})$ | 0.010 1 $(3.37\times10^{-7})$ | 3.115 4 $(9.69\times10^{-3})$ |
| | | 0.1 | 0.130 7 $(3.16\times10^{-5})$ | 0.174 1 $(1.21\times10^{-4})$ | 0.101 4 $(2.14\times10^{-5})$ | 3.307 5 $(5.98\times10^{-3})$ |
| | 200 000 | 0.1 | 0.268 8 $(2.06\times10^{-3})$ | 0.349 6 $(4.08\times10^{-4})$ | 0.193 6 $(4.36\times10^{-5})$ | 6.671 6 $(1.84\times10^{-2})$ |
| 5 | 10 000 | 0.01 | 0.002 5 $(2.65\times10^{-7})$ | 0.004 1 $(2.22\times10^{-7})$ | 0.003 7 $(1.34\times10^{-7})$ | 0.553 4 $(4.35\times10^{-4})$ |
| | 100 000 | 0.01 | 0.023 9 $(1.59\times10^{-5})$ | 0.032 9 $(5.41\times10^{-4})$ | 0.018 7 $(5.89\times10^{-7})$ | 5.399 8 $(2.71\times10^{-2})$ |
| | | 0.1 | 0.220 4 $(1.17\times10^{-4})$ | 0.297 0 $(2.88\times10^{-4})$ | 0.168 5 $(2.27\times10^{-5})$ | 5.753 9 $(1.56\times10^{-2})$ |
| | 200 000 | 0.1 | 0.443 0 $(5.27\times10^{-4})$ | 0.600 9 $(1.52\times10^{-3})$ | 0.336 3 $(2.31\times10^{-4})$ | 11.652 3 $(5.86\times10^{-1})$ |
| 6 | 10 000 | 0.01 | 0.003 7 $(1.05\times10^{-6})$ | 0.006 0 $(3.95\times10^{-7})$ | 0.005 2 $(1.69\times10^{-7})$ | 0.839 9 $(9.31\times10^{-4})$ |
| | 100 000 | 0.01 | 0.033 4 $(5.38\times10^{-6})$ | 0.045 8 $(2.08\times10^{-5})$ | 0.028 5 $(2.47\times10^{-6})$ | 8.338 8 $(6.95\times10^{-2})$ |
| | | 0.1 | 0.334 1 $(4.51\times10^{-4})$ | 0.446 9 $(5.04\times10^{-4})$ | 0.258 8 $(8.46\times10^{-5})$ | 8.929 5 $(4.47\times10^{-2})$ |
| | 200 000 | 0.1 | 0.666 4 $(8.13\times10^{-4})$ | 0.901 8 $(2.18\times10^{-3})$ | 0.516 4 $(3.06\times10^{-4})$ | 17.848 1 $(2.16\times10^{-1})$ |

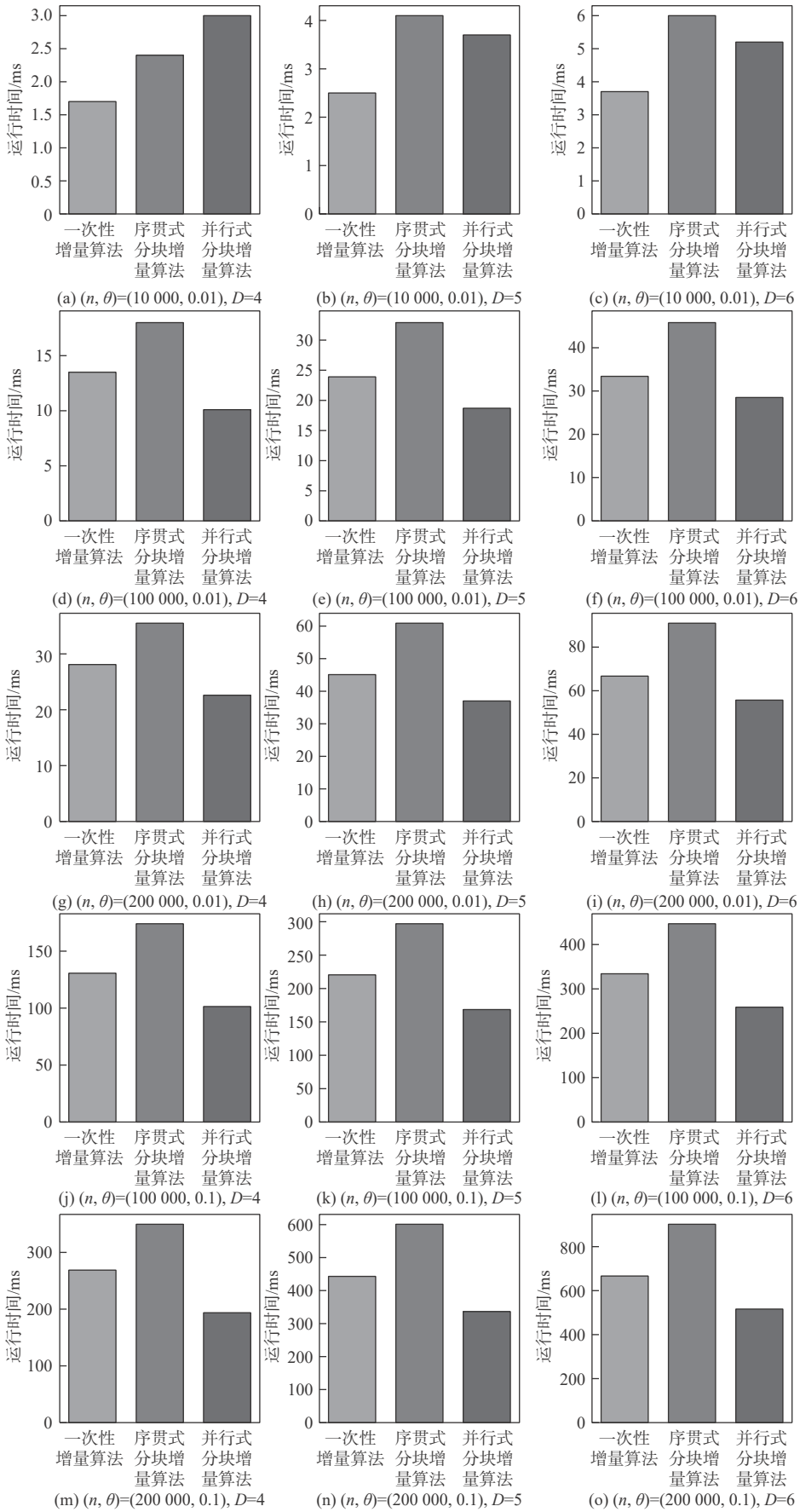



图 1　对成分数据采用 3 种增量算法的时间对比

Fig. 1　Comparison of running time of CCA for compositional data with three different incremental methods

块增量算法完成典型相关分析计算的用时。本文实验在一台具有2.30 GHz的Intel i5的CPU和8 GB内存的PC上进行，并采用Python作为编程语言。

从表1和图1可看出，在积累大量数据的前提下，对于新加入的小规模数据流，增量算法在处理效率上显著优于普通算法，表现为计算时间显著缩短。当新增数据相对于原有数据的比例$\theta$越小，或者成分数据的维数$D$越大时，增量算法相较于普通算法的效率越高。值得注意的是，当$D_1=D_2=6$，$n=10\,000,\theta=0.01$时，采用一次性增量算法的耗时可达到采用非增量算法的约1/300。此外，当新增数据规模给定时，序贯式分块增量算法的耗时均多于一次性增量算法。由于计算机可以多进程并行计算，在$n=100\,000,200\,000$的组别中，采用并行式分块增量算法进行计算时，所耗时间略短于一次性增量算法和序贯式分块增量算法。但当$n=10\,000$时，采用并行式分块增量算法节省时间少于其预处理时间，因此，耗时反而大于一次性式增量算法和序贯式分块增量算法。

下面分析采用并行式分块增量算法实现成分数据典型相关分析的计算准确性。为此，利用并行式分块增量算法得到$D=4,n=10\,000,\theta=0.01$时，相关矩阵$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$的估计值$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{UU}$，并求出100次计算中$\boldsymbol{\Sigma}_{UU}$与$\hat{\boldsymbol{\Sigma}}_{UU}$各分量之间的相对误差平均值，结果如图2所示。可以看出，通过并行式分块增量算法所得的协方差矩阵与实际结果相比误差较小，因此，可以较为准确地刻画原数据表之间的相关关系，符合预期。

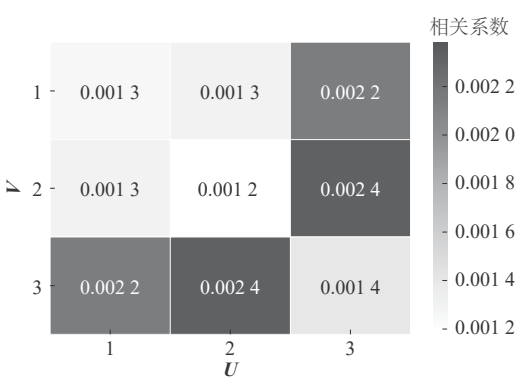



图2 并行式分块增量算法得到的协方差矩阵的相对误差平均值

Fig. 2 Average of relative error for estimation of cross-covariance matrix calculated by parallel block incremental method

## 4 实例分析

本节给出运用典型相关分析的增量算法分析微博假新闻主题与对应情感色彩之间的关系。

进入大众传媒时代以来，微博逐步成为大众获取信息的一大媒介，截至2018年底，已收录了超过1亿条新闻内容。而微博在媒体监管方面的缺乏使得假新闻的传播成为了可能[27]。因此，一定数目的假新闻得以在大众之间大肆转发，而先前的研究表明，假新闻的转发情况往往与转发者的粉丝规模、新闻的长度等因素存在相关关系[28]。此外，由于新闻会随着时间推移源源不断地陆续发布，在对假新闻进行分析时，运用增量算法是必要的。

本节使用2011—2016年之间的12 839条假新闻。考虑每条新闻中所携带的愤怒、喜悦、悲伤、厌恶和恐惧这5种情感色彩的比例，并将其视为一组成分数据，构成成分数据表$\boldsymbol{X}$。同时，考虑每条新闻中包含娱乐、经济、国际、军事、社会、体育、科技这7大主题的内容比例，构成另一组成分数据，构成成分数据表$\boldsymbol{Y}$。上述数据集的具体细节可参见文献[28-29]。

对这2组成分数据进行典型相关分析。在计算中，将前11 939条假新闻数据作为原有数据集，后900条数据视为增量加入到典型相关分析的计算中。设$\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$经过ILR变换后所得的数据表为$\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$，表2给出了$\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$之间的前3组典型主轴对应的典型相关系数$\rho_h(h=1,2,3)$。可以看出，即使是第一典型主轴，对应的典型相关系数也已经达到0.451 9，说明假新闻情感色彩与主题存在一定的相关性。

**表2 微博假新闻中不同情感色彩与主题之间的典型主轴及典型相关系数**

**Table 2 Canonical variables and canonical correlations between different emotions and topics in fake news of Weibo**

| $h$ | $\rho_h$ |
|---|---|
| 1 | 0.451 9 |
| 2 | 0.245 9 |
| 3 | 0.131 9 |

本节同时应用一次性增量算法、序贯式分块增量算法、并行式分块增量算法和非增量算法4种算法并分别运行，计算出4种算法平均用时，如图3所示。可以看出，3种增量算法在时间上显著优于非增量算法，且由于数据已成一定规模，并行式分

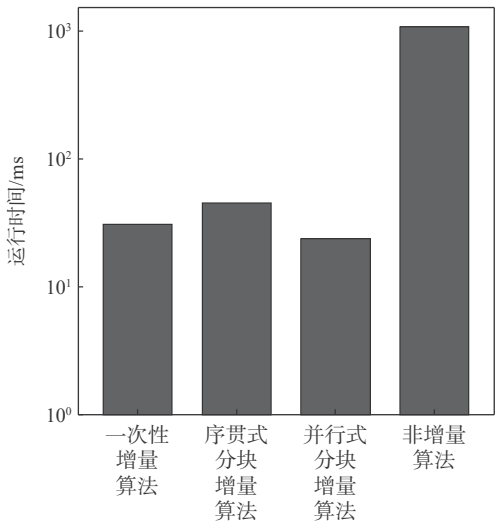



图 3　对微博假新闻数据进行典型相关分析的 4 种算法运行时间对比

Fig. 3　Comparison of running time of CCA with four different incremental methods of fake news data from Weibo

块增量算法相较另外 2 种增量算法而言效率更高。

## 5　结　论

本文给出了成分数据典型相关分析的一种增量建模算法, 并由此派生出了 2 种分块增量算法。仿真模拟验证和实例分析表明:

1) 增量算法能在新增数据流到来时, 大幅度提升典型相关分析的计算效率, 节省计算时间。

2) 当处理多组数据流时, 可采用序贯式或并行式分块算法。其中, 序贯式分块增量算法可得到准确的计算结果, 并行式分块增量算法可利用计算机的多线程处理加快求解速度, 并得到准确性较强的典型主轴近似估计。

### 参考文献（References）

[1] 卢珊, 王惠文. 成分数据因变量的混合数据回归及在股市情绪构成分析中的应用[J]. 计量经济学报, 2021, 1(2): 469-478.
LU S, WANG H W. Mixed data regression with compositional response and an application in shock market sentiment analysis[J]. China Journal of Econometrics, 2021, 1(2): 469-478(in Chinese).

[2] WANG H W, LU S, ZHAO J C. Aggregating multiple types of complex data in stock market prediction: A model-independent framework[J]. Knowledge-based Systems, 2019, 164: 193-204.

[3] WEI Y G, WANG Z C, WANG H W, et al. Compositional data techniques for forecasting dynamic change in China's energy consumption structure by 2020 and 2030[J]. Journal of Cleaner Production, 2021, 284: 124702.

[4] ZUZOLO D, CICCHELLA D, LIMA A, et al. Potentially toxic elements in soils of Campania region (Southern Italy): Combining raw and compositional data[J]. Journal of Geochemical Exploration, 2020, 213: 106524.

[5] EBRAHIMI P, ALBANESE S, ESPOSITO L, et al. Coupling compositional data analysis (CoDA) with hierarchical cluster analysis (HCA) for preliminary understanding of the dynamics of a complex water distribution system: The Naples (South Italy) case study[J]. Environmental Science:Water Research & Technology, 2021, 7(6): 1060-1077.

[6] JANSSEN I, CLARKE A E, CARSON V, et al. A systematic review of compositional data analysis studies examining associations between sleep, sedentary behaviour, and physical activity with health outcomes in adults[J]. Applied Physiology Nutrition and Metabolism, 2020, 45(10): S248-S257.

[7] AITCHISON J. Principal component analysis of compositional data[J]. Biometrika, 1983, 70(1): 57-65.

[8] WANG H W, SHANGGUAN L Y, GUAN R, et al. Principal component analysis for compositional data vectors[J]. Computational Statistics, 2015, 30(4): 1079-1096.

[9] AITCHISON J. The statistical analysis of compositional data[J]. Journal of the Royal Statistical Society: Series B (Methodological), 1982, 44(2): 139-160.

[10] WANG H W, SHANGGUAN L Y, WU J J, et al. Multiple linear regression modeling for compositional data[J]. Neurocomputing, 2013, 122: 490-500.

[11] 龙文, 王惠文. 成分数据偏最小二乘 Logistic 回归模型及其应用[J]. 数量经济技术经济研究, 2006, 23(9): 156-161.
LONG W, WANG H W. PLS Logistic regressionon compositional data and its application[J]. The Journal of Quantitative & Technical Economics, 2006, 23(9): 156-161(in Chinese).

[12] WANG H W, WANG Z C, WANG S S. Sliced inverse regression method for multivariate compositional data modeling[J]. Statistical Papers, 2021, 62(1): 361-393.

[13] TANG Z Z, CHEN G H. Zero-inflated generalized Dirichlet multinomial regression model for microbiome compositional data analysis[J]. Biostatistics, 2019, 20(4): 698-713.

[14] 夏棒, 王惠文, 周荣刚. 成分数据路径分析模型[J]. 数学的实践与认识, 2019, 49(14): 191-199.
XIA B, WANG H W, ZHOU R G. Path modeling for compositional data[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2019, 49(14): 191-199 (in Chinese).

[15] WANG Z C, WANG H W, WANG S S. Linear mixed-effects model for multivariate longitudinal compositional data[J]. Neurocomputing, 2019, 335: 48-58.

[16] GREENACRE M. Variable selection in compositional data analysis using pairwise logratios[J]. Mathematical Geosciences, 2019, 51(5): 649-682.

[17] HARDOON D R, SZEDMAK S, SHAWE-TAYLOR J. Canonical correlation analysis: An overview with application to learning methods[J]. Neural Computation, 2004, 16(12): 2639-2664.

[18] HOTELLING H. Relations between two sets of variates[J]. Biometrika, 1936, 28(3-4): 321-377.

[19] 龙文. 带约束条件的数据表分析预测方法及应用研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007: 14-20.
LONG W. Method study based on constrained data and application [D]. Beijing: Beihang University, 2007: 14-20(in Chinese).

[20] ARTAC M, JOGAN M, LEONARDIS A. Incremental PCA for on-

line visual learning and recognition[C]//Proceedings of the 2002 International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2002: 781-784.

[21] LI Y M. On incremental and robust subspace learning[J]. Pattern Recognition, 2004, 37(7): 1509-1518.

[22] ZENG X, LI G Z. Incremental partial least squares analysis of big streaming data[J]. Pattern Recognition, 2014, 47(11): 3726-3735.

[23] WEI Y, WANG H G, WANG S S, et al. Incremental modelling for compositional data streams[J]. Communications in Statistics-Simulation and Computation, 2019, 48(8): 2229-2243.

[24] EGOZCUE J J, PAWLOWSKY-GLAHN V, MATEU-FIGUERAS G, et al. Isometric logratio transformations for compositional data analysis[J]. Mathematical Geology, 2003, 35(3): 279-300.

[25] AITCHISON J, EGOZCUE J J. Compositional data analysis: Where are we and where should we be heading?[J]. Mathematical Geology, 2005, 37(7): 829-850.

[26] AITCHISON J. The statistical analysis of compositional data[M]. London: Chapman and Hall, 1986.

[27] MEEL P, VISHWAKARMA D K. Fake news, rumor, information pollution in social media and web: A contemporary survey of state-of-the-arts, challenges and opportunities[J]. Expert Systems with Applications, 2020, 153(1): 112986.

[28] LU S, ZHAO J C, WANG H W. MD-MBPLS: A novel explanatory model in computational social science[J]. Knowledge-based Systems, 2021, 223: 107023.

[29] CHUAI Y W, ZHAO J C. Anger makes fake news viral online [EB/OL]. (2020-08-27) [2021-12-01]. https://arxiv.org/abs/2004.10399.

# Incremental computing methods of canonical correlation analysis for compositional data streams

KONG Boao[1], LU Shan[2,*], WANG Huiwen[3,4]

(1. School of Mathematical Science, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Statistics and Mathematics, Central University of Finance and Economics, Beijing 100081, China;
3. School of Economics and Management, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Beijing Key Laboratory of Emergency Support Simulation Technologies for City Operations, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The approach of connecting linear correlations between several sets of multidimensional compositional variables known as canonical correlation analysis (CCA) for compositional data streams is widely applicable to the study of economics, administration, geology, and chemistry. In the context of massive data, it is of great significance to study how to perform CCA for compositional data streams. Propose an incremental modeling method for the CCA on compositional data streams, which provides accurate results based on the decomposition of the covariance matrix. Furthermore, two incremental modeling methods for compositional data streams are also derived. The first is the sequential block algorithm, which conducts CCA in the order of data stream blocks. The second is the parallel block algorithm, which can improve the calculating efficiency. The proposed methods do indeed outperform non-incremental ones in terms of running time while maintaining the accuracy of canonical correlation computing, according to extensive simulation studies on compositional data with various sample sizes and probability distributions.

**Keywords**: compositional data; canonical correlation analysis; data streams; covariance matrix; eigenvalue decomposition

**Received**: 2021-12-20; **Accepted**: 2022-05-06; **Published Online**: 2022-05-16 17:44

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220516.1454.001.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (72021001,72001222)

* **Corresponding author**. E-mail: shan.lu@cufe.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
**DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0769

# 基于变分贝叶斯的连续-离散最大相关熵CKF算法

胡浩然[1]，陈树新[1]，吴昊[1, 2, *]，何仁珂[3]

(1. 空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077；2. 地理信息工程国家重点实验室，西安 710054；
3. 复杂航空系统仿真重点实验室，北京 100076)

**摘 要**：针对纯方位目标跟踪中测量噪声协方差未知和非高斯测量噪声突变问题，提出了一种平方根连续-离散变分贝叶斯最大相关熵容积卡尔曼滤波（SRCD-VBMCCKF）算法。将目标跟踪模型建立为连续状态空间-离散测量空间模型，提高了目标跟踪的解算精度；由变分贝叶斯准则对未知的时变测量噪声进行估计，提升了算法的自适应性；考虑到测量中出现的非高斯突变噪声，由最大相关熵准则构建抗差因子，进一步增强了算法对异常测量值的鲁棒能力。仿真结果表明：所提算法能够对测量中的未知时变噪声和非高斯重尾突变噪声有效抑制，且相比于传统滤波算法，所提算法兼具自适应性和鲁棒性。

**关 键 词**：纯方位跟踪；连续-离散系统；变分贝叶斯；最大相关熵；容积卡尔曼滤波；未知非高斯噪声

**中图分类号**：TP273

**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2859-08

纯方位目标跟踪[1]通过获取目标的角度信息，完成对目标的状态估计。因不主动发射信号，纯方位跟踪在导航与制导，尤其是被动目标跟踪领域有着广泛的应用。传统纯方位跟踪方法通常将目标的运动模型和测量模型建立为时间离散模型，即离散-离散滤波系统。但事实上，目标的运动在时间上是连续的，而测量过程是离散的，由此建立的连续-离散滤波系统[2]状态空间描述更精确，数学解算精度更高，在纯方位目标跟踪系统中更具优势。

针对连续-离散系统的实际特点，目标的连续运动模型可由随机微分方程（stochastic differential equation, SDE）表示。文献[3]利用1.5阶Itô-Taylor方法对连续模型进行了求解，同时将容积准则引入连续-离散时间滤波框架，证明了连续-离散容积卡尔曼滤波（continuous-discrete cubature Kalman filter, CD-CKF）较容积卡尔曼滤波（cubature Kalman filter, CKF）有更高的精度。为进一步提高状态估计的精度，文献[4]用高阶数值近似方法将连续模型离散化，并对连续模型进行了求解，其精度较1.5阶方法更高。同时，Kulikova和Kulikov[5]利用隐式的龙格-库塔方法对高阶数值近似方法进行了优化，可由自适应步长完成对精度的进一步控制。

以上方法提高跟踪精度的前提是假定测量噪声是高斯已知的。然而，实际中会出现未知时变噪声和非高斯突变噪声，如果不进行处理，会使滤波性能大大降低。针对此类测量不确定问题，有关学者提出了多种自适应滤波方法和鲁棒滤波方法。其中，Sage-Husa滤波方法[6]可以递归地估计未知噪声的统计信息，但因存在估计误差累积的问题，限制了其在工程实践中的应用。而基于变分贝叶斯（variational Bayes, VB）准则的VB估计方法则有效避免了上述问题，对未知的时变噪声估计效果更

**收稿日期**：2021-12-20；**录用日期**：2022-02-25；**网络出版时间**：2022-03-11 14:08
**网络出版地址**：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1809.005.html
**基金项目**：国家自然科学基金(61703420,62073337)；陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ-479)
* **通信作者**. E-mail：wuhaostudy@163.com

*引用格式：胡浩然，陈树新，吴昊，等. 基于变分贝叶斯的连续-离散最大相关熵CKF算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（10）：2859-2866. HU H R，CHEN S X，WU H，et al. Continuous-discrete maximum correntropy CKF algorithm based on variational Bayes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（10）：2859-2866（in Chinese）.*

好[7-9]。文献[10]提出了基于Huber的代价函数，对测量中出现的异常测量值进行了有效抑制，但其在非高斯环境中的滤波效果较差。近年来，以最大相关熵准则（maximum correntropy criterion, MCC）为基础的MCC滤波方法[11-13]因其对非高斯噪声有良好的抑制作用，被广泛应用于非线性滤波的状态估计过程。与传统的Huber鲁棒方法不同，只要选择合适的核带宽，MCC滤波对非高斯突变噪声就具有良好的鲁棒性。

考虑到以上研究，虽然VB滤波方法可以对未知时变噪声有效估计，但其抑制非高斯测量突变值的能力并不如MCC滤波；同样的，MCC滤波相比于VB滤波方法，不能够很好地对未知时变噪声进行处理。因此，为了能够对测量中出现的未知时变噪声和非高斯突变噪声都进行有效抑制，同时提高滤波的精度，本文将MCC与VB准则相结合，同时引入抗差因子和平方根技术，并将其应用到连续-离散时间系统，提出了一种平方根连续-离散变分贝叶斯最大相关熵容积卡尔曼滤波（square-root continuous-discrete variational Bayesian maximum correntropy cubature Kalman filter, SRCD-VBMCCKF）算法。该算法以连续模型描述目标的实际运动，由MCC方法和VB方法处理复杂的测量噪声，抗差因子可对测量异常值进行有效抑制，同时平方根技术可更好地保证滤波的稳定性。对所提目标跟踪算法的有效性进行仿真验证，仿真结果表明，SRCD-VBMCCKF算法可有效抑制测量中的未知时变噪声和非高斯重尾突变噪声，实现了滤波精度和鲁棒性的统一。

## 1 平方根连续-离散目标跟踪算法

### 1.1 连续-离散目标跟踪模型

在连续-离散时间系统中，目标的连续状态模型由随机微分方程表示：

$$\mathrm{d}\boldsymbol{x}(t)=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t),t)\mathrm{d}t+\sqrt{\boldsymbol{Q}}\mathrm{d}\boldsymbol{w}(t) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}(t)$为$n$维的状态向量；$\boldsymbol{f}$为状态转移函数；$\boldsymbol{w}(t)$为$n$维标准布朗运动；$\boldsymbol{Q}$为布朗运动的协方差矩阵。

离散的纯方位测量模型定义如下：

$$\boldsymbol{z}_k=h(\boldsymbol{x}_k,k)+\boldsymbol{r}_k \tag{2}$$

$$h(\boldsymbol{x}_k,k)=\arctan(y(t_k)/x(t_k)) \tag{3}$$

式中：$k$为离散的时间测量点；$x(t_k)$和$y(t_k)$分别为目标和观测站在$k$时刻的相对位置；$\boldsymbol{z}_k$为实际观测值；$h$为观测函数；$\boldsymbol{r}_k$为观测噪声。

### 1.2 平方根连续-离散容积卡尔曼滤波算法

为增强滤波稳定性，在CD-CKF算法中引入平方根技术来避免由算法运算带来的数值不稳定问题。定义目标的状态容积点如下：

$$\boldsymbol{X}_i(t)=\boldsymbol{S}(t)\xi_i+\hat{\boldsymbol{x}}(t) \tag{4}$$

式中：$\xi_i$为容积点集；$\boldsymbol{S}(t)$为协方差矩阵$\boldsymbol{P}(t)$的下三角矩阵；$\hat{\boldsymbol{x}}(t)$为$\boldsymbol{x}(t)$在$t$时刻的期望。

进一步将目标的状态由其状态期望和协方差表示，并引入容积准则：

$$\frac{\mathrm{d}\hat{\boldsymbol{x}}(t)}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}(t))\boldsymbol{\varepsilon} \tag{5}$$

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{P}(t)}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{X}(t)\boldsymbol{W}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}(t))+\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}(t))\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}(t)+\boldsymbol{Q}(t) \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}(t))$为系统的状态方程；$\boldsymbol{\varepsilon}$、$\boldsymbol{W}$为容积参数，其定义为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\varepsilon}=\boldsymbol{i}/(2n)\\ \boldsymbol{W}=(\boldsymbol{I}_{2n}-\boldsymbol{i}^{\mathrm{T}}\otimes\boldsymbol{\varepsilon})\mathrm{diag}[1/(2n),\cdots,1/(2n)](\boldsymbol{I}_{2n}-\boldsymbol{i}^{\mathrm{T}}\otimes\boldsymbol{\varepsilon})^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{7}$$

其中：$\boldsymbol{I}_{2n}$表示维数为$2n$的单位矩阵；$\boldsymbol{i}$为$2n$维单位列向量；“$\otimes$”表示直积。

在计算协方差传播时采用平方根计算方法[14]，并用高阶数值近似方法求解：

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{S}(t)}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{S}(t)\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{B}) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{B})=\begin{cases}\boldsymbol{B}_{i,j} & i>j\\ \dfrac{1}{2}\boldsymbol{B}_{i,j} & i=j\\ 0 & i<j\end{cases} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{B}_{i,j}$为$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{B})$的第$i$行、第$j$列的元素。

矩阵$\boldsymbol{B}(t)$的定义为

$$\boldsymbol{B}(t)=\boldsymbol{S}^{-1}(t)\left[\boldsymbol{X}(t)\boldsymbol{W}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}(t))+\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}(t))\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}(t)+\boldsymbol{Q}(t)\right]\boldsymbol{S}^{-1}(t) \tag{10}$$

即可求得预测状态容积点$\boldsymbol{X}_i^*(t)$。

#### 1.2.1 时间更新

期望和协方差矩阵初始化：$\hat{\boldsymbol{x}}(t_k)=\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1|k-1}$，$\boldsymbol{P}(t_k)=\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}$。

协方差分解：

$$\boldsymbol{P}(t_k)=\boldsymbol{S}(t_k)\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}(t_k) \tag{11}$$

计算状态容积点：

$$\boldsymbol{X}_i(t_k)=\boldsymbol{S}(t_k)\xi_i+\hat{\boldsymbol{x}}(t_k) \tag{12}$$

状态容积点传播：

$$\begin{aligned}\hat{\boldsymbol{x}}'(t)&=\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}(t))\boldsymbol{\varepsilon}\\ \boldsymbol{S}'(t)&=\boldsymbol{S}(t)\Phi(\boldsymbol{B}(t))\end{aligned} \tag{13}$$

计算状态预测值：

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}=\left(\boldsymbol{X}_1^*(t_k)+\cdots+\boldsymbol{X}_{2n}^*(t_k)\right)/(2n) \tag{14}$$

求解预测平方根协方差:

$$\boldsymbol{S}(t_k)=[\boldsymbol{S}_1(t_k),\quad \boldsymbol{S}_2(t_k),\quad \cdots,\quad \boldsymbol{S}_{2n}(t_k)] \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{S}_i(t_k)$为单独的列向量, $\boldsymbol{S}_i(t_k)=\left(\boldsymbol{X}_i^*(t_k)-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right)/\sqrt{n}$。

1.2.2　测量更新

计算状态容积点:

$$\boldsymbol{S}_{k|k-1}=\boldsymbol{S}(t_k) \tag{16}$$

$$\boldsymbol{X}_{i,k|k-1}=\boldsymbol{S}_{k|k-1}\xi_i+\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} \tag{17}$$

容积点的测量传播:

$$\boldsymbol{Z}_{i,k|k-1}=h(\boldsymbol{X}_{i,k|k-1},k) \tag{18}$$

计算测量预测值:

$$\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}=\frac{1}{2n}\sum_{i=1}^{2n}\boldsymbol{Z}_{i,k|k-1} \tag{19}$$

构建测量加权中心矩阵:

$$\boldsymbol{Z}_{k|k-1}=\frac{1}{\sqrt{2n}}\left[\boldsymbol{Z}_{1,k|k-1}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1},\cdots,\boldsymbol{Z}_{2n,k|k-1}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}\right] \tag{20}$$

计算新息协方差矩阵:

$$\boldsymbol{P}_{zz,k|k-1}=\boldsymbol{Z}_{k|k-1}\boldsymbol{Z}_{k|k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k \tag{21}$$

式中: $\boldsymbol{R}_k$ 为 $\boldsymbol{r}_k$ 观测噪声的协方差矩阵。

构建状态加权中心矩阵:

$$\boldsymbol{X}_{k|k-1}=\frac{1}{\sqrt{2n}}\left[\boldsymbol{X}_{1,k|k-1}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1},\cdots,\boldsymbol{X}_{2n,k|k-1}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right] \tag{22}$$

计算交叉协方差矩阵:

$$\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}=\boldsymbol{X}_{k|k-1}\boldsymbol{Z}_{k|k-1}^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

连续-离散的容积增益为

$$\boldsymbol{K}_k=\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\boldsymbol{P}_{zz,k|k-1}^{-1} \tag{24}$$

计算状态估计值:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}=\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}+\boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{z}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}) \tag{25}$$

更新协方差矩阵:

$$\boldsymbol{P}_{k|k}=\boldsymbol{P}_{k|k-1}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{P}_{zz,k|k-1}\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

# 2　基于变分贝叶斯的连续-离散最大相关熵目标跟踪算法

## 2.1　变分贝叶斯准则

VB 方法是用来近似求解参数后验概率分布的迭代优化算法, 以其为基础的 VB 滤波方法通过 VB 准则可对状态和协方差的联合后验分布近似估计:

$$p(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{z}_{1:k})\approx\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k) \tag{27}$$

式中: $\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)$和$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)$为未知的近似密度。

Kullback-Leibler (KL) 散度可以用来比较 2 个概率分布的接近程度。因此, 通过最小化可分离近似值与真实后验值之间的 KL 散度就可以得到 VB 近似:

$$\mathrm{KL}\left[\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)\|p(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{z}_{1:k})\right]=\int\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)\log\left(\frac{\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)}{p(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{z}_{1:k})}\right)\mathrm{d}\boldsymbol{x}_k\mathrm{d}\boldsymbol{R}_k \tag{28}$$

以式 (28) 为基础, 依次最小化与概率密度$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)$和$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)$相关的 KL 散度, 同时保持另一个不变, 可以得到以下等式:

$$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\propto\exp\left(\int\log p(\boldsymbol{z}_k,\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{z}_{1:k})\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)\mathrm{d}\boldsymbol{R}_k\right) \tag{29}$$

$$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)\propto\exp\left(\int\log p(\boldsymbol{z}_k,\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{R}_k|\boldsymbol{z}_{1:k})\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)\mathrm{d}\boldsymbol{x}_k\right) \tag{30}$$

计算式 (29) 和式 (30), 可以得到以下密度分布[7]:

$$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}_k)=N(\boldsymbol{x}_k|\hat{\boldsymbol{x}}_k,\boldsymbol{P}_k) \tag{31}$$

$$\boldsymbol{\Psi}_{\boldsymbol{R}}(\boldsymbol{R}_k)=\mathrm{IW}(\boldsymbol{R}_k|v_k,\boldsymbol{V}_k) \tag{32}$$

式中: IW(·) 表示 inverse Wishart (IW) 分布; $v_k$和$\boldsymbol{V}_k$分别为自由度参数和逆尺度矩阵。

通过上述转化, VB 近似方法可由卡尔曼类型的滤波完成计算。

## 2.2　最大相关熵准则

相关熵可以用来衡量 2 个变量之间的相似度。对于给定的随机变量 $X$ 和 $Y$, 其相关熵定义[15] 如下:

$$V(X,Y)=E[\kappa(X,Y)]=\iint\kappa(x,y)\mathrm{d}F_{X,Y}(x,y) \tag{33}$$

式中: $\kappa(\cdot)$为相关熵的核函数; $F_{X,Y}(x,y)$为变量 $X$ 和 $Y$ 的联合概率密度函数。

本文选取高斯核作为核函数, 其表达式如下:

$$\kappa(x,y)=G_\sigma(x-y)=\exp\left[-\frac{(x-y)^2}{2\sigma^2}\right] \tag{34}$$

式中: $\sigma>0$为高斯核函数的核带宽。

对于一定数量的有限数据集, 相关熵可以通过有限个样本数据采样点的方法进行估计:

$$\hat{V}(X,Y)=\frac{1}{T}\sum_{i=1}^{T}G_\sigma(x(i)-y(i)) \tag{35}$$

式中: $\{x(i),y(i)\}_{i=1}^{T}$为联合概率密度函数 $F_{X,Y}(x,y)$ 的相关采样点序列。

结合以上公式, 可以得到相关熵滤波的代价函数。

## 2.3　SRCD-VBMCCKF 算法

本文中, 因系统噪声服从高斯分布, 相关熵的代价函数可以定义为

$$J_{\mathrm{MCC}}=\gamma\left\|\boldsymbol{x}_k-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right\|^2_{\boldsymbol{P}^{-1}_{k|k-1}}-$$

$$\beta G_\sigma\left(\left\|\boldsymbol{z}_k-\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{x}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}+\bar{\boldsymbol{H}}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right\|_{\bar{\boldsymbol{R}}_k^{-1}}\right) \tag{36}$$

式中：$\gamma$和$\beta$为权重因子；$\|\boldsymbol{x}\|^2_{\boldsymbol{A}}=\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}$。伪观测矩阵$\bar{\boldsymbol{H}}_k$和估计噪声的协方差矩阵$\bar{\boldsymbol{R}}_k$的计算方式如下：

$$\bar{\boldsymbol{H}}_k=\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}_{xz,k|k-1}\boldsymbol{P}^{-1}_{k|k-1} \tag{37}$$

$$\bar{\boldsymbol{R}}_k=\boldsymbol{P}_{zz,k|k-1}-\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k \tag{38}$$

由以上代价函数可获得$\boldsymbol{x}_k$的最优估计为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k=\arg\min_{\boldsymbol{x}_k}J_{\mathrm{MCC}} \tag{39}$$

式(39)可由极值法获取最优值：

$$\frac{\partial J_{\mathrm{MCC}}}{\partial\boldsymbol{x}_k}=\gamma\boldsymbol{P}^{-1}_{k|k-1}\left(\boldsymbol{x}_k-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right)-$$

$$\beta\frac{M_k\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k\bar{\boldsymbol{R}}^{-1}_k}{-2\sigma^2}\left(\boldsymbol{z}_k-\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{x}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}+\bar{\boldsymbol{H}}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right)=0 \tag{40}$$

式中：$M_k$的表达式为

$$M_k=G_\sigma\left(\left\|\boldsymbol{z}_k-\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{x}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}+\bar{\boldsymbol{H}}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}\right\|_{\bar{\boldsymbol{R}}_k^{-1}}\right) \tag{41}$$

不同于文献[13,16]，相关熵方法有效避免了零矩阵的求逆问题，由式(41)得到的$M_k$是一个标量，其便于分离和计算。此外，由式(34)可知，高斯核带宽的取值对滤波的鲁棒性影响很大，合适的$\sigma$值就可以表现出良好的滤波性能。为了保证$\sigma$无穷大时，本文算法可以收敛于CD-CKF算法，进而保证其精度下限，令$\gamma=1$，$\beta=-2\sigma^2$[17]，同时结合式(40)、式(41)，并通过固定点迭代的方法进行求解，可得到如下结果：

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}=\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}+\bar{\boldsymbol{K}}_k\left(\boldsymbol{z}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}\right) \tag{42}$$

$$\bar{\boldsymbol{K}}_k=M_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k\left(\bar{\boldsymbol{R}}_k+M_k\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k\right)^{-1} \tag{43}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k}=\boldsymbol{P}_{k|k-1}-\bar{\boldsymbol{K}}_k\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1} \tag{44}$$

注意到，在固定点迭代中，$\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{x}_k$可用$\bar{\boldsymbol{H}}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}$来替代，因此，$M_k$可重写为

$$M_k=G_\sigma\left(\left\|\boldsymbol{z}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}\right\|_{\bar{\boldsymbol{R}}_k^{-1}}\right) \tag{45}$$

因为$M_k$是可分离的，将式(43)等效变形如下：

$$\bar{\boldsymbol{K}}_k=\boldsymbol{P}_{k|k-1}\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k\left(M_k^{-1}\bar{\boldsymbol{R}}_k+\bar{\boldsymbol{H}}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\bar{\boldsymbol{H}}^{\mathrm{T}}_k\right)^{-1} \tag{46}$$

结合式(37)和式(38)，不难发现$M_k$完成了对观测噪声的协方差矩阵的修正，即：$\tilde{\boldsymbol{R}}_k=M_k^{-1}\bar{\boldsymbol{R}}_k$。修正后的新息协方差矩阵可表示为

$$\bar{\boldsymbol{P}}_{zz,k|k-1}=\boldsymbol{Z}_{k|k-1}\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}_{k|k-1}+M_k^{-1}\bar{\boldsymbol{R}}_k \tag{47}$$

将式(47)代入到式(24)中，得到了相关熵滤波在连续-离散系统中的等效增益公式：

$$\bar{\boldsymbol{K}}_k=\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\bar{\boldsymbol{P}}^{-1}_{zz,k|k-1}=\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\left(\boldsymbol{Z}_{k|k-1}\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}_{k|k-1}+M_k^{-1}\bar{\boldsymbol{R}}_k\right)^{-1}=M_k\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\boldsymbol{D}_k \tag{48}$$

式中：$\boldsymbol{D}_k$的表达式为

$$\boldsymbol{D}_k=\left(M_k\boldsymbol{Z}_{k|k-1}\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}_{k|k-1}+\bar{\boldsymbol{R}}_k\right)^{-1} \tag{49}$$

同样的，将式(47)、式(48)代入式(26)，得到连续-离散系统协方差更新的等效公式：

$$\boldsymbol{P}_{k|k}=\boldsymbol{P}_{k|k-1}-M_k\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}_k\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}_{xz,k|k-1} \tag{50}$$

至此，由上述滤波框架形成的跟踪算法就具备了良好的鲁棒性。但由式(45)可知，$M_k$精确计算的前提是观测噪声已知，但实际测量环境中的观测噪声并不是已知的，将在一定程度上限制滤波的性能。为解决上述问题，引入VB方法对观测噪声进行自适应估计：

$$\hat{\boldsymbol{R}}_k=(v_k-n-1)^{-1}\boldsymbol{V}_k \tag{51}$$

式中：$\boldsymbol{V}_k$由式(52)完成更新：

$$\boldsymbol{V}_k=\boldsymbol{V}_{k|k-1}+\frac{1}{2n}\sum_{i=1}^{2n}\left(\boldsymbol{z}_k-h(\boldsymbol{X}_{i,k},k)\right)\left(\boldsymbol{z}_k-h(\boldsymbol{X}_{i,k},k)\right)^{\mathrm{T}} \tag{52}$$

由式(52)可以看到，$\boldsymbol{V}_k$的更新过程又需要$k$时刻的精确测量值。而当测量中出现非高斯突变噪声时，VB方法的估计精度必然会受到影响。因此，将其与MCC方法结合，构建抗差因子对测量值进行修正：

$$\bar{\boldsymbol{z}}_k=h(\boldsymbol{x}_k,k)+\bar{\boldsymbol{r}}_k \tag{53}$$

由式(53)可知，对测量值$\boldsymbol{z}_k$的修正就是对测量噪声$\boldsymbol{r}_k$的修正：

$$\bar{\boldsymbol{r}}_k=\mu_k\left(\boldsymbol{z}_k-h(\boldsymbol{x}_k,k)\right)=\mu_k\boldsymbol{r}_k \tag{54}$$

式中：$\mu_k$为抗差因子。式(54)满足$E\left(\bar{\boldsymbol{r}}_k\bar{\boldsymbol{r}}^{\mathrm{T}}_k\right)\approx\bar{\boldsymbol{R}}_k$。

由上述推导可知，$\bar{\boldsymbol{R}}_k=M_k\tilde{\boldsymbol{R}}_k$。结合式(54)，可得到如下结果：

$$E\left(\bar{\boldsymbol{r}}_k\bar{\boldsymbol{r}}^{\mathrm{T}}_k\right)=\mu_k^2E\left(\boldsymbol{r}_k\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}_k\right)\approx\bar{\boldsymbol{R}}_k=M_k\tilde{\boldsymbol{R}}_k\approx M_kE\left(\boldsymbol{r}_k\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}_k\right) \tag{55}$$

综上可知，抗差因子$\mu_k$的取值为$\mu_k=\sqrt{M_k}$。当测量中出现突变值时，抗差因子将起到良好的纠偏作用。基于以上分析过程，本文算法具备了较好的自适应性和鲁棒性。SRCD-VBMCCKF的算法流程如下：

**输入：** $\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1|k-1}$、$\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}$、$v_k$和$\boldsymbol{V}_k$的初始参数值。

1. 由式(11)～式(15)计算得到$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}$和$\boldsymbol{P}_{k|k-1}$。

2. 计算测量噪声协方差的IW分布参数$v_{k|k-1}$和$\boldsymbol{V}_{k|k-1}$，$v_{k|k-1}=\rho(v_{k-1}-n-1)+n+1$，$\boldsymbol{V}_{k|k-1}=\boldsymbol{B}\boldsymbol{V}_{k-1}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}$。其中，$\rho$为比例因子，满足$0<\rho\leqslant1$，$\boldsymbol{B}$为$0<|\boldsymbol{B}|\leqslant1$的矩阵，满足$\boldsymbol{B}=\sqrt{\rho}\boldsymbol{I}_d$，$\boldsymbol{I}_d$为单位矩阵，$d$为测量的

维度。

3. 测量更新的参数初始化: $\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(0)}=\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}, \boldsymbol{V}_k^{(0)}=\boldsymbol{V}_{k|k-1}, v_k=1+v_{k|k-1}$。

4. 由式 (15)～式 (23) 计算得到$\boldsymbol{z}_{k|k-1}$和$\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}$。

5. for $j$=1: $L$($L$ 为循环次数), 进行 VB 迭代循环。

6. 计算未知噪声协方差$\hat{\boldsymbol{R}}_k^{(j)}=(v_k-n-1)^{-1}\boldsymbol{V}_k^{(j-1)}$。

7. 计算$M_k^{(j)}=G_\sigma\left(\left\|\boldsymbol{z}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}\right\|_{(\hat{\boldsymbol{R}}_k^{(j)})^{-1}}\right)$。

8. 计算$\boldsymbol{D}_j^{(f)}=\left(M_k^{(f)}\boldsymbol{Z}_{kk-1}\boldsymbol{Z}_{k|k-1}^{\mathrm{T}}+\hat{\boldsymbol{R}}_k^{(j)}\right)^{-1}$。

9. 计算连续-离散滤波增益$\tilde{\boldsymbol{K}}_k^{(j)}=M_k^{(j)}\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\boldsymbol{D}_k^{(j)}$。

10. 计算状态估计值$\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(j)}=\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}+\tilde{\boldsymbol{K}}_k^{(j)}(\boldsymbol{z}_k-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1})$。

11. 更新协方差矩阵$\boldsymbol{P}_k^{(j)}=\boldsymbol{P}_{k|k-1}-M_k^{(j)}\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}\left(\boldsymbol{D}_k^{(j)}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{P}_{xz,k|k-1}^{\mathrm{T}}$。

12. 计算纠正的测量值$\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(j)}=h\left(\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(j-1)}\right)+\sqrt{M_k^{(j)}}\cdot\left(\boldsymbol{z}_k-h\left(\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(j-1)}\right)\right)$。

13. 更新状态容积点$\boldsymbol{X}_{i,k}^{(j)}=\boldsymbol{S}_k^{(j)}\xi_i+\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(j)}$。

14.更新逆尺度矩阵$\boldsymbol{V}_k^{(j)}=\boldsymbol{V}_{k|k-1}+\dfrac{1}{2n}\sum_{i=1}^{2n}\left(\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(j)}-h(\boldsymbol{X}_{i,k}^{(j)})\right)\left(\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(j)}-h(\boldsymbol{X}_{i,k}^{(j)})\right)^{\mathrm{T}}$。

15. end, 迭代结束。输出更新值。

**输出:** $\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}=\hat{\boldsymbol{x}}_k^{(L)}, \boldsymbol{P}_{k|k}=\boldsymbol{P}_k^{(L)}, \boldsymbol{V}_k=\boldsymbol{V}_k^{(L)}$。

## 3　仿真与分析

为验证本文算法的有效性, 分别在测量噪声为未知时变噪声、非高斯重尾突变噪声、未知时变和非高斯重尾的叠加噪声 3 种场景下对目标进行跟踪, 观察其滤波性能。

目标以转弯率$\omega=0.01$ rad/s做协调转弯运动, 其连续时间运动模型可以由随机微分方程表示。目标在 $t$ 时刻的状态向量$\boldsymbol{x}(t)=[x(t),\dot{x}(t),y(t),\dot{y}(t),\omega]^{\mathrm{T}}$, $x(t)$和$y(t)$、$\dot{x}(t)$和$\dot{y}(t)$分别为目标在二维坐标系下的位置量和速度量。单观测站做匀加速直线运动,初始位置位于原点。转弯运动在连续-离散系统的状态方程$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}(t))=\left[\dot{x}(t),-\omega\dot{y}(t),\dot{y}(t),\omega\dot{x}(t),0\right]^{\mathrm{T}}$。随机噪声项$\boldsymbol{w}(t)=\left[w_1(t),w_2(t),w_3(t),w_4(t),w_5(t)\right]^{\mathrm{T}}$为 $n$ 维标准布朗运动。协方差矩阵$\boldsymbol{Q}=\mathrm{diag}[0,\eta_1,0,\eta_1,\eta_2]$, 其中, $\eta_1=0.2$, $\eta_2=7\times10^{-6}$。目标的初始状态量$\boldsymbol{x}(t_0)=\left[35\text{ km},\ 0\text{ km/s},\ 35\text{ km},0.2\text{ km/s},\omega\right]$, 初始的协方差矩阵为$\boldsymbol{P}(t_0)=\mathrm{diag}\left[0.01,0.01,0.01,0.01,0.001\right]$。仿真总时长为 350 s。蒙特卡罗仿真次数为 200 次。

对CKF 算法[18]、SRCD-CKF 算法、MCCKF 算法[16](采用本文的相关熵代价权函数)、VBCKF 算法[8]、VBHCKF 算法[19]、VB-RMACKF 算法[19](文献[19]所提算法在 VB 框架下的应用, 各参数取值与文献 [19] 相同)和本文所提 SRCD-VBMCCKF 算法进行比较分析。为保证公平性, 采用 VB 近似算法中自由度参数$v_k$的初始都为 600, 逆尺度矩阵$\boldsymbol{V}_k$的初始值都为 0.01, 比例因子$\rho=1-\mathrm{e}^{-4}$, 所有的迭代循环次数 $L$ 都为 5, 同时以 MCC 方法为基础的滤波算法中高斯核带宽$\sigma$的取值都为 5。

为更直观地比较各算法的优劣, 定义位置量和速度量的均方根误差(root mean square error, RMSE)如下:

$$e_{\mathrm{RMSEpos}}(t_k)=\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left\|\boldsymbol{x}(t_k)-\hat{\boldsymbol{x}}^i(t_k)\right\|_2^2\right)^{1/2}\tag{56}$$

$$e_{\mathrm{RMSEvel}}(t_k)=\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left\|\dot{\boldsymbol{x}}(t_k)-\hat{\dot{\boldsymbol{x}}}^i(t_k)\right\|_2^2\right)^{1/2}\tag{57}$$

式中: $N$ 为蒙特卡罗仿真的次数; $\hat{\boldsymbol{x}}^i(t_k)$、$\hat{\dot{\boldsymbol{x}}}^i(t_k)$为第 $i$ 次蒙特卡罗仿真的估计结果; $\boldsymbol{x}(t_k)$、$\dot{\boldsymbol{x}}(t_k)$分别为目标的真实位置状态和速度状态。

### 3.1　测量噪声为未知的时变噪声

测量噪声满足$\boldsymbol{r}_k\sim N(\boldsymbol{0},\alpha_k^2\boldsymbol{R}_k)$, 仿真中, $\boldsymbol{R}_k$的初始值为一维常值 0.001, $\alpha_k$为时变参数, 其变化规律如图 1 所示。

各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$和$e_{\mathrm{RMSEvel}}$分别如图 2 和图 3 所示。如图 2 和图 3 所示, 当噪声未发生变化时, 各算法性能相近, 传统的 CKF 算法和 SRCD-CKF 算法使用了精确的噪声值, 相比于使用估计值的其他算法性能略好, 且基于连续-离散系统的 SRCD-CKF 算法精度更高。但当测量噪声随时间变化后, 未能自适应估计的算法性能退化严重。MCCKF 算法虽具有一定程度的抵制效果, 但滤波精度仍然较差, 而通过 VB 方法自适应估计未知时变噪声的 VBCKF 算法、VBHCKF 算法、VB-RMACKF 算法和 SRCD-VBMCCKF 算法则表现出了较高的精度。VBCKF 算法、VBHCKF 算法和 VB-RMACKF 算法精度接近, 同时, 以连续-离散方法跟踪目标实际运动的 SRCD-VBMCCKF 算法较传统的 VB 系列滤波

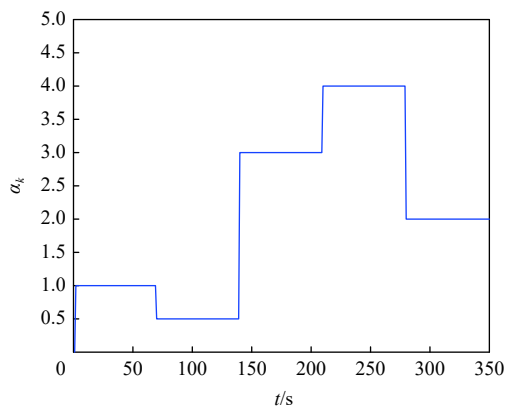



图 1　时变参数$\alpha_k$

Fig. 1　Time-varying parameter $\alpha_k$

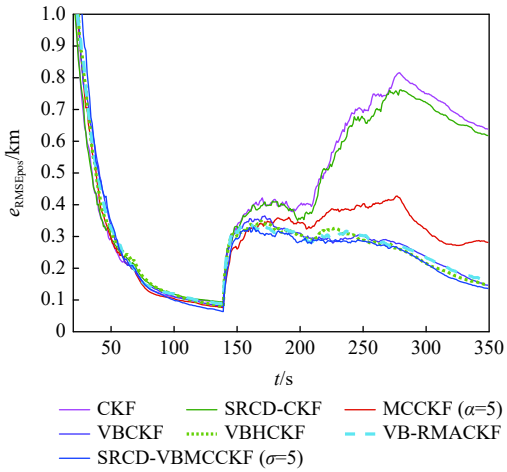



图2 未知时变噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$

Fig. 2 $e_{\mathrm{RMSEpos}}$ of each algorithm under unknown time-varying noise

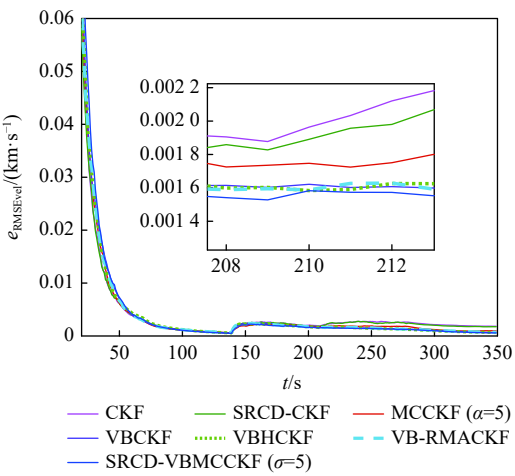



图3 未知时变噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEvel}}$

Fig. 3 $e_{\mathrm{RMSEvel}}$ of each algorithm under unknown time-varying noise

算法性能略优。

### 3.2 测量噪声为非高斯的重尾突变噪声

测量噪声满足$\boldsymbol{r}_k \sim 0.9N(\boldsymbol{0},\boldsymbol{R}_k)+0.1N(\boldsymbol{0},100\boldsymbol{R}_k)$，$\boldsymbol{R}_k$的初始值仍为一维常值0.001。同时，仿真中加入的异常突变点如表1所示。

在此条件下，各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$和$e_{\mathrm{RMSEvel}}$分别如图4和图5所示。结合图4与图5可以看到，在重尾突变噪声的前提下，各跟踪算法的性能都有所下降。其中，不具备鲁棒机制的CKF算法和SRCD-CKF算法不能对以上测量噪声有效抑制，算法已经失效。而VBCKF算法虽然可以对噪声协方差自适应估计，但其鲁棒性较其余算法还有差距，对非高斯异常测量值的抑制效果并不好。VBHCKF算法和VB-RMACKF算法引入鲁棒机制后较VBCKF算法鲁棒性更强，但其处理非高斯突变噪声的能力仍略差于MCC系列的滤波算法。本文所提SRCD-VBMCCKF算法兼具精度和鲁棒性，证明了连续-离散滤波方法的精确性和相关熵方法的鲁棒性。

表1 异常突变值设置点

Table 1 Set points of outliers

| 时间/s | 测量噪声 |
|---|---|
| 150 | $10\boldsymbol{R}_k$ |
| 200 | $5\boldsymbol{R}_k$ |
| 230 | $15\boldsymbol{R}_k$ |
| 250 | $20\boldsymbol{R}_k$ |
| 300 | $30\boldsymbol{R}_k$ |

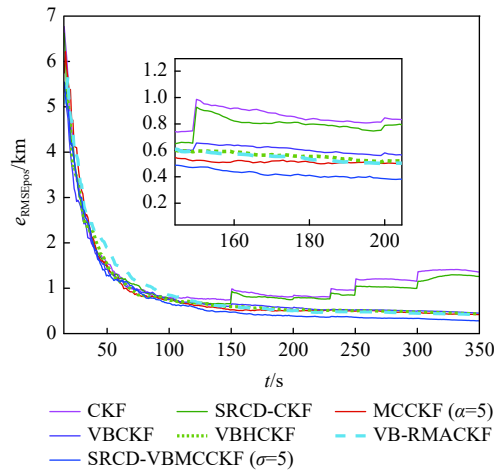



图4 非高斯突变噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$

Fig. 4 $e_{\mathrm{RMSEpos}}$ of each algorithm under non-Gaussian outlier noise

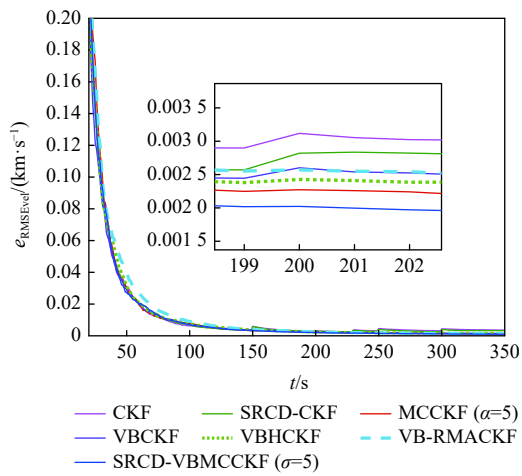



图5 非高斯突变噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEvel}}$

Fig. 5 $e_{\mathrm{RMSEvel}}$ of each algorithm under non-Gaussian outlier noise

### 3.3 测量噪声为未知时变噪声和非高斯重尾突变噪声的叠加噪声

测量噪声满足$\boldsymbol{r}_k \sim 0.9N(\boldsymbol{0},\alpha_k^2\boldsymbol{R}_k)+0.1N\left(\boldsymbol{0},100\boldsymbol{R}_k\right)$。其中，$\boldsymbol{R}_k$的初始值不变，时变参数$\alpha_k$仍满足图1所示规律，该条件下各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$和$e_{\mathrm{RMSEvel}}$分别如图6和图7所示。

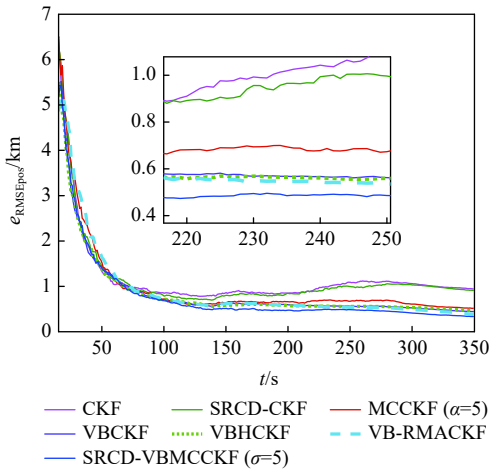



图 6　叠加噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEpos}}$

Fig. 6　$e_{\mathrm{RMSEpos}}$ of each algorithm under superimposed noise

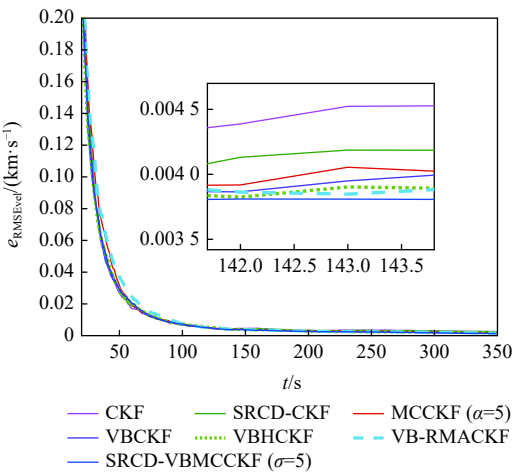



图 7　叠加噪声下各算法的$e_{\mathrm{RMSEvel}}$

Fig. 7　$e_{\mathrm{RMSEvel}}$ of each algorithm under superimposed noise

由以上误差曲线可知, 当测量噪声为叠加的复合噪声时, 算法所表现的性能不同于单一的测量噪声。在该仿真背景下, 原始的 CKF 算法和 SRCD-CKF 算法误差较大, 所具有的实践意义较小。而 MCCKF 算法和 VBCKF 算法精度相近, 虽然 VBCKF 算法对未知时变噪声的估计更有优势, 但 MCCKF 算法对非高斯噪声的鲁棒性更强, 因此, 二者在滤波效果上相差不大。VBHCKF 算法和 VB-RMACKF 算法略优于 MCCKF 算法和 VBCKF 算法, 而 SRCD-VBMCCKF 算法对复杂测量环境更具适应性, 其精度和鲁棒性皆优于以上算法, 进一步说明了本文算法的有效性。

## 4　结　论

为了提高纯方位目标跟踪的精度, 同时增强跟踪算法在复杂测量环境下的适应性, 提出了基于连续-离散时间滤波框架的变分贝叶斯最大相关熵 CKF 算法。

1) 算法以连续-离散模型为基础, 由平方根技术保证滤波稳定性, 在纯方位跟踪中更具优势。

2) 算法以变分贝叶斯准则处理测量噪声协方差未知问题, 同时引入最大相关熵方法构建抗差因子来增强算法的鲁棒性, 自适应性和鲁棒性更好。

3) 仿真结果表明, 本文算法较传统滤波算法精度更高, 鲁棒性更强, 对解决复杂测量环境下的目标跟踪问题具有一定的实践意义。

考虑如何解决系统噪声非合作的场景是未来研究的重点方向。

## 参考文献（References）

[1] 刘玉双, 赵剡, 吴发林. 基于外定界椭球集员估计的纯方位目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(3): 497-505.
LIU Y S, ZHAO Y, WU F L. Bearing-only target tracking based on ellipsoidal outer-bounding set-membership estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(3): 497-505(in Chinese).

[2] HE R K, CHEN S X, WU H, et al. Adaptive covariance feedback cubature Kalman filtering for continuous-discrete bearings-only tracking system[J]. IEEE Access, 2018, 7: 2686-2694.

[3] ARASARATNAM I, HAYKIN S R, HURD T R. Cubature Kalman filtering for continuous-discrete systems: Theory and simulations[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2010, 58(10): 4977-4993.

[4] CROUSE D F. Cubature Kalman filters for continuous-time dynamic models. Part Ⅱ: A solution based on moment matching[C]// Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 194-199.

[5] KULIKOVA M, KULIKOV G Y. NIRK-based accurate continuous-discrete extended Kalman filters for estimating continuous-time stochastic target tracking models[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2017, 316: 260-270.

[6] NARASIMHAPPA M, MAHINDRAKAR A D, GUIZILINI V C, et al. MEMS-based IMU drift minimization: Sage husa adaptive robust Kalman filtering[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(1): 250-260.

[7] SARKKA S, NUMMENMAA A. Recursive noise adaptive Kalman filtering by variational Bayesian approximations[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(3): 596-600.

[8] SÄRKKÄ S, HARTIKAINEN J. Non-linear noise adaptive Kalman filtering via variational Bayes[C]//Proceedings of the IEEE International Workshop on Machine Learning for Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1-6.

[9] HUANG Y L, HANG Y G, WU Z M, et al. A novel adaptive Kalman filter with inaccurate process and measurement noise covariance matrices[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2018, 63(2): 594-601.

[10] CHANG G B, LIU M. M-estimator-based robust Kalman filter for systems with process modeling errors and rank deficient measurement models[J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 80(3): 1431-1449.

[11] HUANG W, SHAN H J, XU J S, et al. Robust variable kernel width for maximum correntropy criterion algorithm[J]. Signal Pro-

cessing, 2021, 182: 107948.

[12] LIU X, CHEN B D, XU B, et al. Maximum correntropy unscented filter[J]. International Journal of Systems Science, 2017, 48(8): 1607-1615.

[13] 卢航, 郝顺义, 彭志颖, 等. 基于MCC的鲁棒高阶CKF在组合导航中的应用[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(1): 257-264.
LU H, HAO S Y, PENG Z Y, et al. Application of robust high-degree CKF based on MCC in integrated navigation[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(1): 257-264(in Chinese).

[14] KULIKOV G Y, KULIKOVA M V. Accurate cubature and extended Kalman filtering methods for estimating continuous-time nonlinear stochastic systems with discrete measurements[J]. Applied Numerical Mathematics, 2017, 111: 260-275.

[15] IZANLOO R, FAKOORIAN S A, YAZDI H S, et al. Kalman filtering based on the maximum correntropy criterion in the presence of non-Gaussian noise[C]//Proceedings of the Annual Conference on Information Science and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 500-505.

[16] 张敬艳, 修建娟, 董凯. 噪声非高斯条件下基于最大相关熵准则的容积滤波算法[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(8): 245-250.
ZHANG J Y, XIU J J, DONG K. Maximum correntropy cubature Kalman filter under non-Gaussian noise[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(8): 245-250(in Chinese).

[17] WANG G Q, LI N, ZHANG Y G. Maximum correntropy unscented Kalman and information filters for non-Gaussian measurement noise[J]. Journal of the Franklin Institute, 2017, 354(18): 8659-8677.

[18] ARASARATNAM I, HAYKIN S. Cubature Kalman filters[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1254-1269.

[19] 彭美康, 郭蕴华, 汪敬东, 等. 基于鲁棒容积卡尔曼滤波的自适应目标跟踪算法[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(4): 793-800.
PENG M K, GUO Y H, WANG J D, et al. Adaptive target tracking algorithm based on robust cubature Kalman filter[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(4): 793-800(in Chinese).

# Continuous-discrete maximum correntropy CKF algorithm based on variational Bayes

HU Haoran[1], CHEN Shuxin[1], WU Hao[1, 2, *], HE Renke[3]

(1. Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;
2. State Key Laboratory of Geo-Information Engineering, Xi'an 710054, China;
3. Science and Technology Complex Aviation Systems Simulation Laboratory, Beijing 100076, China)

**Abstract**: To address the problems of unknown covariance of measurement noise and non-Gaussian mutation measurement noise in bearings-only target tracking, a square-root continuous-discrete variational Bayesian maximum correntropy cubature Kalman filter (SRCD-VBMCCKF) algorithm is proposed. Firstly, the target tracking model is established as a continuous state space-discrete measurement space model, which improves the accuracy of target tracking; secondly, the unknown time-varying measurement noise is estimated by the variational Bayes criterion, which improves the adaptability of the algorithm; finally, considering the non-Gaussian mutation noise in the measurement, the robustness factor is constructed by the maximum correntropy criterion, which further enhances the algorithm's robustness to abnormal measurements. The simulation results show that the proposed algorithm can effectively suppress the unknown time-varying noise and non-Gaussian heavy-tail mutation noise in the measurement. Compared with the traditional filtering algorithm, the proposed algorithm is both adaptive and robust.

**Keywords**: bearings-only tracking; continuous-discrete system; variational Bayes; maximum correntropy; cubature Kalman filter; unknown non-Gaussian noise

**Received**: 2021-12-20; **Accepted**: 2022-02-25; **Published Online**: 2022-03-11 14:08

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220309.1809.005.html

**Foundation items**: National Natural Science Foundation of China (61703420,62073337); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JQ-479)

* **Corresponding author**. E-mail: wuhaostudy@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0742

# 飞机载荷校准试验区域加载技术

何发东*，吴波，李志蕊
(中国飞行试验研究院 飞机所，西安 710089)

**摘 要**：载荷校准试验是飞机飞行载荷测量的关键环节，载荷的施加与翼面真实受载一致或接近，直接决定载荷测量的精度。针对载荷校准试验时载荷量级受局部强度限制难以提高、不能同时实现拉压双向加载、扭矩载荷测量精度不高等问题，开展载荷校准试验区域加载技术研究，通过试验件设计和黏接工艺研究、地面验证试验、机上验证试验等，在飞机载荷校准试验中实现双向同时加载，校准载荷量级大幅提高,并在某型支线飞机载荷校准试验中进行了应用研究，取得了良好的试验结果。

**关 键 词**：飞行试验；飞行载荷；载荷校准试验；区域加载；载荷测量
**中图分类号**：V214.11
**文献标志码**：A **文章编号**：1001-5965(2023)10-2867-06

飞机飞行载荷实测是军机设计定型或民机型号合格审定的必备科目，主要用于验证设计载荷分析方法的正确性[1-2]。1954年，Skopinski等首次提出应变法测量飞行载荷方法[3]。从此，应变法广泛应用于飞机飞行载荷测量任务，而飞机载荷校准试验是飞行载荷测量的关键环节，载荷的施加是否与机翼真实受载一致或接近，直接决定着载荷测量的精度[4]。

目前，飞机载荷校准试验加载技术可分为点加载技术和区域加载技术。点加载技术是指在单个小面积上施加校准载荷的方法，区域加载技术是指在单块区域施加校准载荷的方法。

20世纪80代初期，Birk和Kuebrich首次提出了区域载荷加载方法[5]。2002年，Lokos等在F/A-18飞机上开展了基于区域加载技术的机翼载荷校准研究[6]。载荷校准试验时，两侧机翼各有16个加载区，两机翼下表面共粘贴104个加载垫板，用于拉压双向加载，这些加载垫板近似覆盖了机翼下表面60%的面积，分布加载最大垂直载荷超过飞机总重4倍，达到限制载荷的70%。

近年来，中国多型飞机开展了大量载荷校准试验。汤吉晨、曹景涛先后研究了飞机主翼面和活动部件载荷测量方法[7-9]；曹景涛、何乐儒等先后研究了基于多点协调加载技术和液压加载系统的协调性等[10-12]；何发东、赵燕先后开展了基于多点协调加载技术的载荷建模方法研究[13-14]，载荷校准试验技术和建模技术水平得到大幅提升，校准试验弯矩和剪力可达到限制载荷的40%以上，但是由于加载垫板只能实现压向加载，导致扭矩只能达到限制载荷的20%左右。GJB 67.10A—2008[1]要求载荷校准尽可能地接近实际受载状态，但是由于试验成本和风险等因素，同时考虑到飞机在飞行包线内飞行时，飞机结构受载均在弹性范围内，不允许发生塑性变形，因此飞机飞行载荷测量可基于线性外推理论进行全飞行包线内的载荷测量。虽然国内外相关标准中未明确规定校准载荷量级，但是国内外经验都一致要求校准载荷不能低于限制载荷的40%，以达到线性外推的精度要求，同时还可消除结构间隙导致的非线性影响。可见，目前的载荷校准试验技术与国内外要求还有较大差距，载荷校准试验技

收稿日期：2021-12-08；录用日期：2022-01-27；网络出版时间：2022-03-09 11:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1440.007.html
*通信作者. E-mail：andyhe1@163.com

引用格式：何发东，吴波，李志蕊. 飞机载荷校准试验区域加载技术[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(10)：2867-2872.
HE F D，WU B，LI Z R. Zone loading technology for aircraft load calibration test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(10)：2867-2872 (in Chinese).

术问题主要体现在：校准载荷量级受局部强度和加载面积的限制难以提高，不能同时实现拉压双向加载、无法确定机翼负向实测载荷的精度，扭矩载荷难以施加等问题。

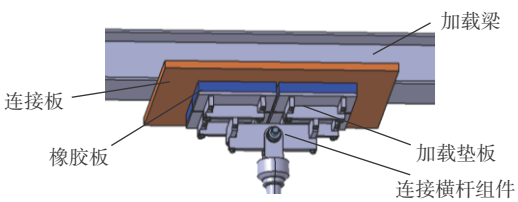
针对以上问题，本文开展载荷校准试验区域加载技术研究，通过开展大量的地面验证试验，并在某型飞机上开展机上验证试验，成功应用于某型支线飞机载荷校准试验，从而提高飞行载荷测量精准度，降低试验风险。

## 1 试验件设计和黏接工艺

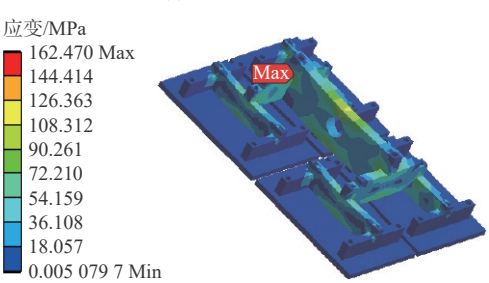
飞行试验载荷试飞的飞机是结构和系统齐全的全状态飞机，其载荷校准试验难度远大于地面试验飞机，要求载荷校准试验后易拆卸且不能影响飞机翼面气动力分布，国内很多结构强度试验的加载技术[15-16]无法适用于飞行试验。因此，加载垫板与翼面的接触方式是区域加载技术的关键技术，一方面要求加载垫板及其黏接物介质容易从翼面上取下而不损坏翼面，另一方面要求有足够的黏接强度，并实现拉压双向加载。

### 1.1 试验件设计

在进行机上验证试验之前，需要在地面完成大量的验证试验，以达到试验的要求和控制机上试验风险。本文研制了相关的地面验证试验设备，如图1所示。采用硬铝2A12制作连接板，并喷涂某型飞机机翼表面相同型号及配比的底漆和面漆，以模拟飞机的真实机翼蒙皮。连接板和加载垫板中间采用30 mm厚度的氯丁橡胶板进行过渡连接；由4块200 mm×300 mm的小加载垫板通过连接横杆组件连接组成区域加载垫板，各层横杆之间通过螺栓连接，螺栓与横杆接触部位加垫一层橡胶垫片，可有效减少各层横杆之间的挤压应力。连接装置底部形成一个安装接口，再通过双耳与加载液压作动器进行连接。按照安全系数不小于3进行强度设计。




(a) 试验件组成




(b) 区域加载垫板强度分析

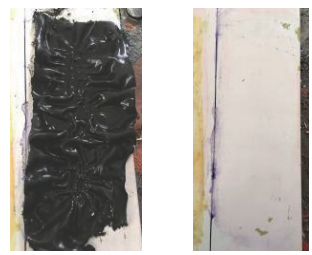
图1 试验件设计

Fig. 1 Test parts design

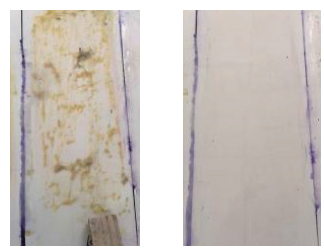
### 1.2 黏接工艺

根据目前飞机大多数使用的环氧类面漆及喷涂工艺，本文选用某大型客机喷漆工艺喷涂底漆和面漆，通过大量调研和试验测试选择3种可用的黏接剂（分别为A胶、B胶和C胶）开展黏接工艺研究，并形成黏接和除胶工艺规程。

为了保证试验后不影响飞机表面的气动力分布，需特别关注除胶效果。如图2所示，可以看出A胶利用溶胶剂除胶后，试验黏接板表面除个别点有脱漆现象外，整体除胶效果良好。B胶除胶后，试验黏接板上几乎没有脱漆现象，除胶效果良好。C胶为一种飞机翼面常用黏接胶，故不做单独测试除胶试验。



(a) A胶除胶过程 (b) A胶除胶效果



(c) B胶除胶过程 (d) B胶除胶效果

图2 A胶和B胶除胶效果图

Fig. 2 Glue removal effect picture of glue A and glue B

## 2 地面验证试验

### 2.1 黏接强度试验

完成黏接工艺研究后，采用液压作动器分别对A胶、B胶和C胶黏接的黏接板施加压向和拉向载荷，以验证黏接剂的黏接强度，其载荷工况如表1所示，试验过程如图3所示。

试验结果为：C胶在拉向4.5 kN发生了脱落，经过反复黏接测试仍未能完成后续试验；A胶和B胶黏接性能良好，完成所有载荷工况后，未出现拉脱和开胶现象，最终选用A胶和B胶进行区域加载垫板验证试验。

表 1　黏接性能试验载荷工况

Table 1　Adhesive performance test load conditions

| 序号 | 载荷工况 | 载荷量级/kN | 要求 |
|---|---|---|---|
| GK1 | 拉向 | 5.3 | 分10级加载, 重复10次 |
| GK2 | 压向 | −21.2 | 分10级加载, 重复10次 |
| GK3 | 拉压交变 | −21.2～5.3 | 分10级加载, 重复30次 |
| GK4 | 带10°偏度加载 | −21.2～5.3 | 分10级加载, 重复5次 |
| GK5 | 带15°偏度加载 | −21.2～5.3 | 分10级加载, 重复5次 |

图 3　黏接性能试验

Fig. 3　Adhesive performance test

### 2.2　区域加载垫板验证试验

区域加载垫板可有多个垫板通过连接杠杆进行组合, 区域加载垫板验证试验是对黏接剂连接的加载装置及连接杠杆施加拉向及压向载荷, 主要验证 A 胶、B 胶与该区域垫板组合结构下的黏接强度, 以及连接装置与各层连接杠杆的强度及稳定性, 并在连接杠杆上粘贴应变计测量应力分布; 载荷工况如表 2 所示, 试验过程如图 4 所示。

表 2　区域加载垫板验证试验载荷工况

Table 2　Zone loading pads verification test load conditions

| 序号 | 载荷工况 | 载荷量级/kN | 要求 |
|---|---|---|---|
| ZGK1 | 拉压交变1 | −45.12～11.28 | 分10级加载, 重复10次 |
| ZGK2 | 拉压交变2 | −56.4～14.1 | 分10级加载, 重复10次 |
| ZGK3 | 拉压交变3 | −84.6～21.15 | 分10级加载, 重复10次 |
| ZGK4 | 带偏度10°拉压交变 | −84.6～21.15 | 分10级加载, 重复5次 |
| ZGK5 | 带偏度15°拉压交变 | −84.6～21.15 | 分10级加载, 重复5次 |

图 4　区域加载垫板验证试验

Fig. 4　Zone loading pads verification test

在 ZGK1 第 2 次重复加载试验中, 在拉向载荷施加到 9.87 kN 时, A 胶的 2 个加载垫板与黏接板间黏接剂被拉开, 未能完成预定加载试验。

B 胶在完成所有载荷工况试验后, 加载垫板与试验黏接板之间连接仍结实牢靠, 未出现拉脱和开胶现象, 区域加载装置强度和稳定性可靠, 应力测试显示连接杠杆应力分布均匀。最终选择 B 胶及其加载垫板联合装置开展后续的机上验证试验。

## 3　机上验证试验

为研究区域加载技术在真实飞机上的适应性, 特别用一架试验机开展机上验证试验。

试验专门研制了相关的飞机约束和翼面加载装置, 采用液压加载系统进行协调加载, 按照载荷校准试验流程开展试验, 验证试验工况包括拉向剪力弯矩组合、压向剪力弯矩组合、纯弯矩、纯扭矩工况。

根据试验机机翼实际尺寸, 采用 4 块垫板组合, 区域加载面积为 400 mm×600 mm, 加载面积为原来的 5.13 倍, 在保证局部强度的同时可显著增加加载总面比和试验载荷量级。每个加载区域最大压向载荷为 25 kN, 较以前增加 43%; 最大拉向载荷为 10 kN, 首次同时实现拉压双向加载; 最大扭矩载荷为 44.7 kN·m, 较以前增加 78.8%; 试验过程如图 5 所示。

试验后按照除胶除胶工艺规程除胶, 翼面未出现脱漆现象。通过机上验证试验, 表明区域加载技术可以在后续飞行试验飞机上开展应用。

图 5　机上验证试验

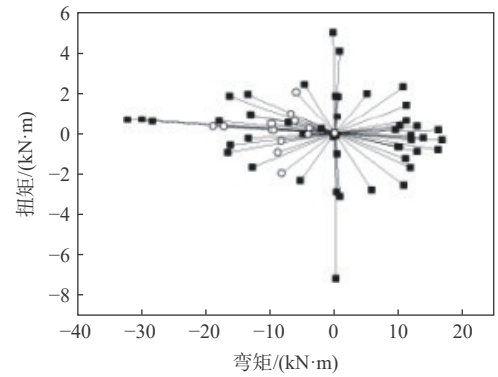
Fig. 5　On-board verification test

## 4　应用与结果分析

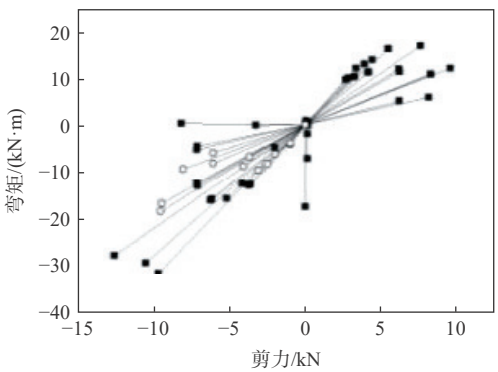
### 4.1　试验应用

本文研究成果在某型支线飞机研发试飞中的载荷校准试验进行了应用, 在使用过程中, 根据该飞机翼面的实际大小, 分别采用了单垫板和两垫板组合的加载方法。平尾剪力、弯矩和扭矩校准载荷分别达到限制载荷的 75.9%、49.2% 和 61.7%, 机翼

剪力、弯矩和扭矩校准载荷分别达到限制载荷的71.2%、56.1%和66.1%，并实现了纯弯矩、纯扭矩等载荷工况，提高了校准载荷量级，丰富了校准载荷工况。平尾载荷工况分布如图6所示，试验过程如图7所示。




(a) 弯矩-扭矩分布




(b) 剪力-弯矩分布

图6 载荷工况分布

Fig. 6 Load condition distribution

(a) 平尾加载试验 (b) 机翼加载试验

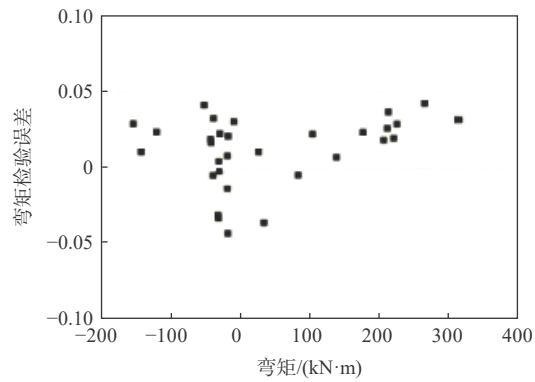
图7 多通道拉压双向区域加载试验

Fig. 7 Multi-channel tension and compression bidirectional zone loading test

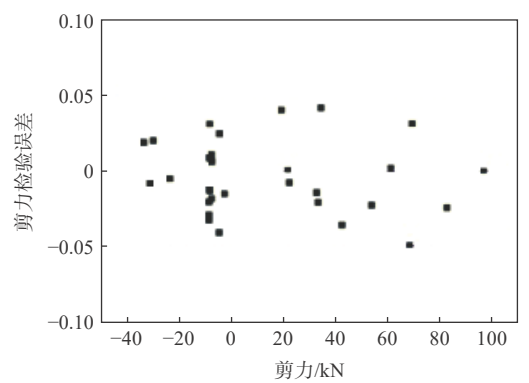
### 4.2 试验结果分析

在某型飞机载荷校准试验的应用中，首次采用了区域加载技术，实现了拉压双向加载，验证了单方向标定的适用范围。给出了剪力、弯矩正负向的检验误差，均满足5%的飞行载荷测量要求，如图8所示。如果在后续的型号校准试验中发现有压向载荷建模不适用于拉向，就需要拉压向分别建模。

在翼面局部压强不变的情况下，区域加载技术可使试验扭矩载荷扩大到原来的2倍，从而提高扭矩测量精度。从图9可以看出扭矩载荷显著提高。通过对比分析，基于常规加载方法的平尾扭矩测量误差基本在20%以内，但采用区域加载技术，扭矩载荷测量误差小于7%。




(a) 弯矩检验误差




(b) 剪力检验误差

图8 弯矩、剪力载荷模型对拉压双向加载的检验误差

Fig. 8 Test errors of bending moment and shear load model for tension and compression bidirectional load

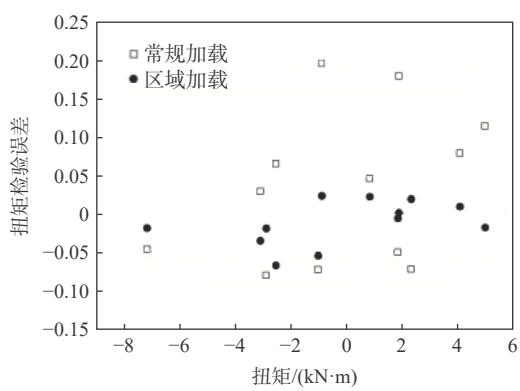



图9 平尾扭矩载荷测量误差对比

Fig. 9 Comparison of measurement errors of flat tail torque load

## 5 结 论

1）黏接剂选型、黏接和除胶工艺满足飞机载荷校准试验要求。

2）区域加载试验技术可同时实现拉压双向加

载, 采用多区域杠杆连接技术可大幅提高校准载荷, 校准载荷可提高到限制载荷的 50% 以上。

3) 在某型飞机载荷试飞任务中进行了应用研究, 扭矩校准载荷可提高到限制载荷的 66.1%, 平尾扭矩载荷测量误差从 20% 降低到 7%, 解决了目前飞行载荷试飞中扭矩测量的技术难题。

4) 区域加载技术研究成果具有通用性, 可广泛用于后续多种型号飞机的载荷校准试验。

## 参考文献 (References)


[1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范 第10部分: 飞行试验: GJB67.10A-2008[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008: 1-10.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Military airplane structural strength specification. Part10: Flight tests: GJB67.10A-2008[S]. Beijing: Army Standards Press of General Armament Department, 2008: 1-10(in Chinese).

[2] FAA. Draft AC(J) 25.301 flight loads validation[S]. Washington D.C: FAA, 2002.

[3] SKOPINSKI T H, AIKEN W S, HUSTON W B. Calibration of strain-gage installationin aircraft structures for measurement of flight loads, NACA-TR-1178[R]. Washington D.C: NASA, 1954: 505-522.

[4] JENKINS J M, DEANGELIS V M. A summary of numerous strain-gage load calibrations on aircraft wings and tails in a technology format: NASA 1997-4804[R]. Washington D.C: NASA, 1997: 90-91.

[5] BIRK K, KUEBRICH R. Improved techniques for the calibration and measurement of in-flightloads[C]//Proceedings of the 1st Flight Test Conference. Reston: AIAA, 1981: 2502.

[6] LOKOS W, OLNEY C, CHEN T, et al. Strain-gage loads calibration testing of the active aeroelastic wing F/A-18 aircraft[C]//Proceedings of the 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston: AIAA, 2002: 2926.

[7] 克利亚奇科M P, 阿尔纳乌托夫E B. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 汤吉晨, 译. 西安: 航空航天部《ASST》系统工程办公室, 1992: 1-8.
KLIQKO M P, APHAYTOB E B. Aircraft strength flight test (static load)[M]. TANG J C, translated. Xi'an: ASST System Engineering Office of Ministry of Aeronautics and Astronautics, 1992: 1-8 (in Chinese).

[8] 汤吉晨. 飞机尾翼载荷飞行测量研究[J]. 航空学报, 1989, 10(10): 474-478.
TANG J C. Investigation on the determination of airplane tail loads by flight tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(10): 474-478(in Chinese).

[9] 曹景涛. 飞机全动式鸭翼载荷飞行测量技术[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1135-1141.
CAO J T. Aircraft all movable canard load flight measurement technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1135-1141(in Chinese).

[10] 何发东, 范华飞. 全动平尾带偏度载荷校准试验技术研究[J]. 机械强度, 2014, 36(3): 374-377.
HE F D, FAN H F. Stabilator with skewness load calibration test technology research[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(3): 374-377(in Chinese).

[11] 曹景涛, 高尚. 液压多点协调加载技术在机翼载荷校准试验中的应用[J]. 航空科学技术, 2015, 26(5): 71-75.
CAO J T, GAO S. Application of hydraulic multipoint coordinate loading technology in load calibration test of airfoil[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(5): 71-75(in Chinese).

[12] 何乐儒, 贾天娇, 张海涛, 等. 液压协调自动加载系统的多通道协调性研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(3): 40-45.
HE L R, JIA T J, ZHANG H T, et al. Study of multi-channel coordination of hydraulic coordination automatic loading system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(3): 40-45(in Chinese).

[13] 何发东. 基于多点协调加载试验的机翼飞行载荷模型研究[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(11): 1800-1804.
HE F D. Aircraft wing flight load model based on multiple-point coordinated loading calibration test[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(11): 1800-1804(in Chinese).

[14] 赵燕. 基于遗传算法与评估模型的飞行载荷实测研究[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2506-2512.
ZHAO Y. Flight load measurement based on genetic algorithm and evaluating model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2506-2512(in Chinese).

[15] 吕程, 张辉祥, 夏峰, 等. 大倾角拉压垫加载系统设计与应用[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(26): 232-236.
LU C, ZHANG H X, XIA F, et al. Design and application of large dip tension/compression pad load system[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(26): 232-236(in Chinese).

[16] 杨家驹. 拉压垫加载技术在飞机结构强度试验中的研究[J]. 科技创新与应用, 2017(6): 80.
YANG J J. Research on tension/compression pad loading technology in aircraft structural strength test[J]. Technology Innovation and Application, 2017(6): 80(in Chinese).

# Zone loading technology for aircraft load calibration test

HE Fadong*, WU Bo, LI Zhirui

(Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract**: The consistency of the applied load with or proximity to the actual load on the wing directly affects the load measurement's accuracy. Due to local strength restrictions, it is challenging to increase the load level during the load calibration test. Additionally, two-way loading cannot be accomplished at the same time, and the accuracy of the torque load measurement is low.This paper carried out the research on the zone loading technology of the load calibration test. Through test parts design and bonding process research, ground verification test, on-board verification test, etc., for the first time, two-way simultaneous loading was realized in the aircraft load calibration test, and the calibration load level was greatly increased. Applied research has been carried out in the calibration test of a certain type of regional aircraft, and good test results have been obtained.

**Keywords**: flight test; flight loads; load calibration test; zone loading; load measurement

**Received**: 2021-12-08; **Accepted**: 2022-01-27; **Published Online**: 2022-03-09 11:38

**URL**: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1440.007.html

* **Corresponding author**. E-mail: andyhe1@163.com

# 《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

## 1 论文作者及内容

**1.1** 本刊面向海内外所有学者。

**1.2** 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

**2.1** 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

**2.2** 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

**2.3** 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

**2.4** 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

**2.5** 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

## 3 稿件的审核、录用与版权

**3.1** 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

**3.2** 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

**3.3** 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

**邮寄地址**:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

**办公地点**:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

**电　　话**:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

**E-mail**: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

## 《北京航空航天大学学报》
## 第五届编辑委员会

**主　任（主　编）**：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

**副主任（副主编）**：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

**编　委**：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢



# 北京航空航天大学学报

**Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao**

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第49卷 第10期　2023年10月

**主管单位**　中华人民共和国工业和信息化部
**主办单位**　北京航空航天大学
**主　　编**　赵沁平
**编辑出版**　《北京航空航天大学学报》编辑部
**邮　　编**　100191
**地　　址**　北京市海淀区学院路37号
**印　　刷**　北京科信印刷有限公司
**发　　行**　《北京航空航天大学学报》编辑部
**发行范围**　国内外发行
**联系电话**　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
**电子信箱**　jbuaa@buaa.edu.cn

# JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.10　October 2023

**Administrated by**　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
**Sponsored by**　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
**Chief Editor**　ZHAO Qinping
**Edited and Published by**　Editorial Board of JBUAA
**Printed by**　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
**Distributed by**　Editorial Board of JBUAA
**Telephone**　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
**E-mail**　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965

9 771001 596236 10